

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# DIPLOMSKI RAD

Prof. dr. sc. Slobodan Janković

Tomislav Kralj

Zagreb, 2007.



## **Sažetak diplomskog rada**

Uz zadani model aerodinamike, napravljen je model motora, te je nakon procjene položaja središta mase izvršen proračun duljine zalijetanja, najvećeg kuta i brzine penjanja te proračun krivulja konstantnog normalnog opterećenja kada je specifični višak snage jednak nuli. Dobiveni rezultati su uspoređeni sa performansama zrakoplova A320.

## Sadržaj

|  |    |
|--|----|
| Uvod .....   | 1  |
| 1. Deklarirane performanse za zrakoplov A320.....                          | 2  |
| 2. Središte mase i promjena težine zrakoplova .....                        | 3  |
| 2.1 Referentne veličine.....   | 3  |
| 2.2 Određivanje $x$ koordinate središta mase zrakoplova ( $x_{cm}$ ) ..... | 3  |
| 2.3 Određivanje $z$ koordinate težišta zrakoplova ( $z_{cm}$ ) .....       | 4  |
| 2.4 Model promjene težine zrakoplova .....                                 | 6  |
| 3. Aerodinamika .....  | 7  |
| 3.1 Model aerodinamike za konfiguraciju u polijetanju .....                | 7  |
| 3.2 Model aerodinamike za čistu konfiguraciju .....                        | 8  |
| 4. Model motora .....  | 9  |
| 4.1 Korigirani broj okretaja.....  | 9  |
| 4.2 Korigirani potisak.....  | 9  |
| 4.3 Limitirajući Machov broj .....   | 10 |
| 4.4 Stvarni potisak motora .....   | 10 |
| 5. Određivanje duljine zalijetanja.....                                    | 12 |
| 5.1 Određivanje brzine rotacije $V_R$ .....                                | 12 |
| 5.2 Analitičko određivanje duljine čistog zalijetanja .....                | 13 |
| 5.3 Numeričko određivanje duljine čistog zalijetanja .....                 | 14 |
| 5.4 Numeričko određivanje duljine propinjanja.....                         | 15 |
| 6. Najveći kut penjanja i najveća brzina penjanja.....                     | 18 |
| 6.1 Najveći kut penjanja.....  | 18 |
| 6.2 Najveća brzina penjanja .....  | 19 |
| 7. Energetske krivulje.....  | 21 |
| Zaključak.....   | 22 |
| Popis korištene literature.....  | 23 |
| Prilozi .....  | 24 |

## Popis slika

|   |    |
|---|----|
| Sl. 1. Stvarni potisak za dva motora CFM56-5A3 za $N_I = 100\%$ u funkciji $H$ i $Ma$ ..... | 11 |
| Sl. 2. Maksimalni potisak turboventilatorskog motora sa nisko- i visokotlačnim vrtilom..... | 11 |
| Sl. 3. Prijeđeni put i brzina na kraju prve i druge faze polijetanja .....                  | 16 |
| Sl. 4. Određivanje najvećeg kuta penjanja za $H = 0$ m i $N_I = 100\%$ .....                | 18 |
| Sl. 5. Određivanje najveće brzine penjanja za $H = 0$ m i $N_I = 100\%$ .....               | 19 |
| Sl. 6. Najveći kut penjanja u funkciji visine za $N_I = 100\%$ .....                        | 20 |
| Sl. 7. Najveća brzina penjanja u funkciji visine za $N_I = 100\%$ .....                     | 20 |
| Sl. 8. Krivulje konstatnog normalnog opterećenja za $P_s = 0$ pri $N_I = 100\%$ .....       | 21 |
| Sl. 9. Određivanje $x$ koordinate središta mase na A320 (M 1:200) .....                     | 27 |
| Sl. 10. Određivanje $z$ koordinate središta mase na A320 (M 1:100).....                     | 28 |
| Sl. 11. Model gibanja za čisto zalijetanje (1. faza) .....                                  | 29 |
| Sl. 12. Model gibanja za propinjanje zrakoplova (2. faza) .....                             | 30 |

## Popis tablica

|  |    |
|--|----|
| T 1. Deklarirane performanse za brzinu rotacije $V_R$ za različite mase .....                | 2  |
| T 2. Maseni udjeli i $z$ koordinate središta mase komponenti zrakoplova .....                | 4  |
| T 3. Ulazne aerodinamičke varijable za brzinu $V_R$ .....                                    | 12 |
| T 4. Ulazne aerodinamičke varijable za prvu fazu.....  | 14 |
| T 5. Dobiveni rezultati za prve dvije faze .....   | 17 |
| T 6. Deklarirane performanse za najveći kut penjanja i najveću brzinu penjanja .....         | 24 |
| T 7. Dobiveni rezultati za najveći kut penjanja i najveću brzinu penjanja .....              | 25 |
| T 8. Korigirana sila za CF6-50C u funkciji Machovog broja i korigiranog broja okretaja ..... | 26 |

## Popis oznaka i mjernih jedinica fizikalnih veličina

|                          |                     |  |
|--------------------------|---------------------|--|
| $a$                      | [m/s]               | lokalna brzina zvuka   |
| $A$                      | [m/s <sup>2</sup> ] | faktor polinoma drugog reda za brzinu                                      |
| $B$                      | [1/s]               | faktor polinoma drugog reda za brzinu                                      |
| $BAC$                    | [°]                 | najveći kut penjanja   |
| $BRC$                    | [m/s]               | najveća brzina penjanja  |
| $C$                      | [1/m]               | faktor polinoma drugog reda za brzinu                                      |
| $c_A$                    | [m]                 | aerodinamička tetiva   |
| $C_{D0}$                 | [-]                 | koeficijent nultog otpora  |
| $C_{D\ clean}$           | [-]                 | koeficijent otpora za čistu konfiguraciju u blizini tla                    |
| $C_{D\ clean+ podvozje}$ | [-]                 | koeficijent otpora za čistu konfiguraciju i izvučeno podvozje              |
| $C_{D\ podvozje}$        | [-]                 | prirast koeficijenta otpora zbog izvučenog podvozja                        |
| $C_{D\ polijetanje}$     | [-]                 | koeficijent otpora za konfiguraciju pri polijetanju                        |
| $C_L$                    | [-]                 | koeficijent uzgona   |
| $C_{L\ clean}$           | [-]                 | koeficijent uzgona za čistu konfiguraciju u blizini tla                    |
| $C_{L\ clean+ podvozje}$ | [-]                 | koeficijent uzgona za čistu konfiguraciju i izvučeno podvozje              |
| $C_{L\ podvozje}$        | [-]                 | prirast koeficijenta uzgona zbog izvučenog podvozja                        |
| $C_{L\ polijetanje}$     | [-]                 | koeficijent uzgona za konfiguraciju pri polijetanju                        |
| $C_{L\ zakrilce}$        | [-]                 | prirast koeficijenta uzgona zbog izvučenog zakrilca                        |
| $C_m$                    | [-]                 | koeficijent momenta propinjanja  |
| $C_{m\ clean}$           | [-]                 | koeficijent momenta propinjanja za čistu konfiguraciju u blizini tla       |
| $C_{m\ clean+ podvozje}$ | [-]                 | koeficijent momenta propinjanja za čistu konfiguraciju i izvučeno podvozje |
| $C_{m\ podvozje}$        | [-]                 | prirast koeficijenta momenta propinjanja zbog izvučenog podvozja           |
| $C_{m\ polijetanje}$     | [-]                 | koeficijent momenta propinjanja za konfiguraciju pri polijetanju           |
| $C_{m\ zakrilce}$        | [-]                 | prirast koeficijenta momenta propinjanja zbog izvučenog zakrilca           |
| $D$                      | [N]                 | sila aerodinamičkog otpora zrakoplova                                      |
| $e_1$                    | [N]                 | faktor polinoma drugog reda potisne sile                                   |
| $e_2$                    | [N]                 | faktor polinoma drugog reda potisne sile                                   |
| $e_3$                    | [N]                 | faktor polinoma drugog reda potisne sile                                   |
| $F$                      | [N]                 | stvarni potisak  |

|                    |                                   |   |
|--------------------|-----------------------------------|---|
| $F_c$              | [N]                               | korigirani potisak  |
| $F_{cCF6-50C}$     | [N]                               | korigirani potisak za motor CF6-50C   |
| $F_{cCFM56-5A3}$   | [N]                               | korigirani potisak za motor CFM56-5A3   |
| $F_0$              | [N]                               | koeficijent potisne sile za turboventilatorski motor                                |
| $F_{wi}$           | [-]                               | maseni udio komponente  |
| $F_{wgoriva}$      | [-]                               | maseni udio goriva  |
| $F_{wposade}$      | [-]                               | maseni udio posade  |
| $F_{wprtljage}$    | [-]                               | maseni udio prtljage  |
| $F_{wputnika}$     | [-]                               | maseni udio putnika   |
| $g$                | [m/s <sup>2</sup> ]               | ubrzanje gravitacije  |
| $\bar{h}_m$        | [-]                               | udaljenost središta mase od aerodinamičkog ishodišta sveden na aerodinamičku tetivu |
| $h_m$              | [m]                               | udaljenost središta mase od aerodinamičkog ishodišta                                |
| $H$                | [m]                               | visina leta   |
| $H_{obst}$         | [m]                               | visina nadvisivanja prepreke  |
| $i_h$              | [rad], [°]                        | postavni kut horizontalnog repa   |
| $I_y$              | [kg·m <sup>2</sup> ]              | moment tromosti oko y osi   |
| $k_1$              | [s/m]                             | koeficijent potisne sile za turboventilatorski motor                                |
| $k_2$              | [s <sup>2</sup> /m <sup>2</sup> ] | koeficijent potisne sile za turboventilatorski motor                                |
| $k_s$              | [m]                               | vertikalna udaljenost središta mase od osi glavnog podvozja                         |
| $K$                | [-]                               | koeficijent induciranog otpora  |
| $l_p$              | [m]                               | horizontalna udaljenost središta mase od prednjeg podvozja                          |
| $l_s$              | [m]                               | horizontalna udaljenost središta mase od glavnog podvozja                           |
| $L$                | [N]                               | uzgon zrakoplova  |
| $m$                | [kg]                              | maksimalna poletna masa   |
| $m_{OE}$           | [kg]                              | operativna prazna masa zrakoplova   |
| $m_{prtljaga}$     | [kg]                              | masa prtljage po putniku  |
| $m_{prtljaga(uk)}$ | [kg]                              | ukupna masa prtljage  |
| $m_{putnici(uk)}$  | [kg]                              | ukupna masa putnika   |
| $m_{putnik}$       | [kg]                              | masa pojedinačnog putnika   |
| $M^A$              | [N·m]                             | aerodinamički moment za središte mase   |
| $M^R$              | [N·m]                             | moment otpora podloge glavnog podvozja  |
| $Ma$               | [-]                               | Machov broj   |
| $Ma_{BAC}$         | [-]                               | Machov broj pri najvećem kutu penjanja  |



|              |                   |   |
|--------------|-------------------|---|
| $Ma_{BRC}$   | [-]               | Machov broj pri najvećoj brzini penjanja                            |
| $Ma_{limit}$ | [-]               | limitirajući Machov broj  |
| $n$          | [-]               | faktor normalnog opterećenja  |
| $N_l$        | [%]               | broj okretaja na niskotlačnom vitlu                                 |
| $N_{Ic}$     | [%]               | korigirani broj okretaja na niskotlačnom vitlu                      |
| $p$          | [Pa]              | statički tlak   |
| $p_0$        | [Pa]              | zaustavni tlak slobodne struje                                      |
| $p_{ref}$    | [Pa]              | referentni tlak   |
| $P_s$        | [m/s]             | specifična snaga  |
| $r$          | [m]               | dijagonala između središta mase i stražnjeg podvozja u $xz$ ravnini |
| $r_y$        | [m]               | radijus momenta tromosti oko $y$ osi                                |
| $R$          | [N]               | otpor podloge   |
| $R_p$        | [N]               | otpor podloge prednjeg podvozja                                     |
| $R_s$        | [N]               | otpor podloge stražnjeg podvozja                                    |
| $s$          | [m]               | prijeđeni put   |
| $s_l$        | [m]               | duljina prve faze polijetanja                                       |
| $s_l'$       | [m]               | prvi pribrojnik za duljinu prve faze polijetanja                    |
| $s_l''$      | [m]               | drugi pribrojnik za duljinu prve faze polijetanja                   |
| $s_g$        | [m]               | duljina prve i druge faze zalijetanja                               |
| $S$          | [m <sup>2</sup> ] | referentna površina krila   |
| $t$          | [s]               | vrijeme   |
| $t_l$        | [s]               | vrijeme proteklo na kraju prve faze                                 |
| $t_g$        | [s]               | vrijeme proteklo na kraju druge faze                                |
| $T$          | [K]               | statička temperatura  |
| $T_0$        | [K]               | zaustavna temperatura slobodne struje                               |
| $T_a$        | [N]               | raspoloživa pogonska sila   |
| $T_r$        | [N]               | potrebna pogonska sila  |
| $T_{ref}$    | [K]               | referentna temperatura  |
| $V$          | [m/s]             | brzina  |
| $V_1$        | [m/s]             | prvi korijen kvadratne jednadžbe                                    |
| $V_2$        | [m/s]             | drugi korijen kvadratne jednadžbe                                   |
| $V_{maks}$   | [m/s]             | apscisa desne točke presjecišta raspoložive i potrebne sile         |
| $V_R$        | [m/s]             | brzina na kraju prve faze polijetanja                               |
| $V_{TO}$     | [m/s]             | brzina na kraju druge faze polijetanja                              |

|                |                      |   |
|----------------|----------------------|---|
| $V_V$          | [m/s]                | vertikalna brzina   |
| $W$            | [N]                  | težina zrakoplova   |
| $W_{TO}$       | [N]                  | težina zrakoplova pri polijetanju                                     |
| $x_{cm}$       | [m]                  | $x$ koordinata središta mase zrakoplova                               |
| $z_{cm}$       | [m]                  | $z$ koordinata središta mase zrakoplova                               |
| $z_i$          | [m]                  | $z$ koordinata težišta pojedinih komponenti zrakoplova                |
|                |                      |   |
| $\alpha$       | [rad]                | napadni kut   |
| $\gamma$       | [rad]                | kut propinjanja brzine  |
| $\delta_0$     | [-]                  | omjer zaustavnog tlaka slobodne struje i referentnog tlaka            |
| $\delta_m$     | [rad], [°]           | otklon kormila visine   |
| $\delta_{mTO}$ | [rad], [°]           | otklon kormila visine pri polijetanju                                 |
| $\varepsilon$  | [°]                  | kut između dijagonale gl. podvozja prema središtu mase i $xy$ ravnine |
| $\theta$       | [-]                  | omjer zaustavne temperature slobodne struje i referentne temperature  |
| $\vartheta$    | [rad]                | kut propinjanja   |
| $\kappa$       | [-]                  | omjer specifičnih toplinskih kapaciteta                               |
| $\lambda$      | [-]                  | faktor skale  |
| $\mu$          | [-]                  | faktor kotrljanja po podlozi  |
| $\rho$         | [kg/m <sup>3</sup> ] | gustoća zraka   |
| $\Delta t$     | [s]                  | fiksni vremenski korak  |

Ovom prilikom izjavljujem da je ovaj diplomski rad rezultat mog samostalnog i neovisnog rada.

Zahvalio bih se mentoru prof. dr. sc. Slobodanu Jankoviću i dr. sc. Milanu Vrdoljaku na stručnoj pomoći, savjetima i podršci.

U Čazmi, 26. lipnja 2007.

Tomislav Kralj

## Uvod

Cilj ovog diplomskog rada je izračunati performanse zadanog putničkog zrakoplova sa turboventilatorskim motorima, te tako dobivene performanse usporediti sa deklariranim podacima za Airbus A320. Performanse zrakoplova obuhvaćaju jedan vrlo velik spektar : polijetanje i slijetanje, penjanje i spuštanje (poniranje) zrakoplova, dolet i istrajnost, horizontalni i vertikalni zaokret, i slično. Ovaj rad će se fokusirati na samo tri segmenta : određivanje duljine zalijetanja, proračun najvećeg kuta penjanja i najveće brzine penjanja te crtanja tzv. 'energetskih' krivulja, odnosno krivulja pri konstantnom faktoru opterećenja za slučaj kada je višak specifične snage jednak nuli.

U prvom poglavlju su prikazane deklarirane performanse i ovojnice u SI mjernom sustavu. Prikupljene su iz različitih izvora, a s njima ćemo moći usporediti dobivene rezultate.

U drugom poglavlju procjenjujemo položaj središta mase i uvodimo model težine. Treće poglavlje opisuje model aerodinamike za konfiguraciju zrakoplova pri polijetanju, te za čistu konfiguraciju u letu. Model motora je prikazan u četvrtom poglavlju.

Peto poglavlje daje model gibanja zrakoplova tijekom prve dvije faze polijetanja. Prva faza, čisto zalijetanje, traje od trenutka otpuštanja kočnica do odvajanja prednjeg podvozja. Druga faza je propinjanje zrakoplova i traje od odvajanja prednjeg podvozja do odvajanja glavnog podvozja od tla. Prve dvije faze zajedno čine zalijetanje zrakoplova (prema engleskom izrazu *ground run*), čiju duljinu zapravo trebamo odrediti. Zalijetanje ćemo promatrati kao gibanje samo u idealnim uvjetima (suhi asfalt, bez utjecaja vjetra, standardna atmosfera).

U šestom poglavlju računamo najveći kut penjanja, kojeg zrakolov može ostvariti na određenoj visini, te najveću brzinu penjanja također u funkciji visine.

I konačno, u sedmom poglavlju su prikazane krivulje konstantnog opterećenja za slučaj kada je specifičan višak snage jednak nuli. Ove krivulje odgovaraju stanju ravnotežnog leta, te se koriste za relativnu usporedbu performansi zrakoplova.

Svi proračuni su izvedeni pomoću programskog paketa MATLAB R2006a, osim ako nije drugačije navedeno. Programski kôd za pojedine subrutine dan je u prilogu ovog rada na CD-u.

## 1. Deklarirane performanse za zrakoplov A320

Prema [1], str. 178, za slijedeće uvjete :

- za visinu  $H = 0$  m (razina mora),
- maksimalnu poletnu masu  $m = 73500$  kg,
- standardna atmosfera
- i motor CFM56-5A1,

zrakoplovu je potrebna duljina zalijetanja :

$$s_g = 2336 \text{ m} \quad (1-01)$$

Tablica T 1. nam daje vrijednosti za usporedbu rezultata brzine rotacije za uvjete (prema [2]) :

- bez vjetra
- za visinu  $H = 0$  m
- za otklon zakrilaca  $\delta_f = 10^\circ$

| $m$   | $V_R$ |
|-------|-------|
| [kg]  | [m/s] |
| 73500 | 77,8  |
| 71300 | 77,2  |
| 67000 | 76,1  |
| 65800 | 75,3  |
| 62800 | 73,1  |

T 1. Deklarirane performanse za brzinu rotacije  $V_R$  za različite mase

Za usporedbu rezultata za najveći kut penjanja i brzinu penjanja koristit ćemo tablicu T 6., dobivenu prema [13] (tablica je priložena na kraju ovog rada).

Za krivulje konstantnog normalnog opterećenja, za slučaj kada je višak specifične snage jednak nuli, deklarirane performanse nisu bile dostupne.

## 2. Središte mase i promjena težine zrakoplova

U ovom poglavlju uvodimo referentne veličine koje su nam potrebne za proračune, procjenjujemo položaj središta mase prema prednjem i glavnom podvozju, te uvodimo model promjene težine zrakoplova u ovisnosti o visini.

### 2.1 Referentne veličine

Radi jednostavnije usporedbe sa deklariranim performansama zrakoplova A320 koristit ćemo iznose pojedinih fizikalnih veličina kako slijedi prema [3] :

- referentna površina krila  $S = 122,4 \text{ m}^2$  (2-01)

- aerodinamička tetiva :  $c_A = 4,02 \text{ m}$  (2-02)

- radijus momenta tromosti oko y osi  $r_y = \sqrt{41} = 6,403 \text{ m}$  (2-03)

- udaljenost središta mase od aerodinamičkog ishodišta, svedena na aerodinamičku tetivu :

$$\bar{h}_m = 0,30 \quad [-] \quad (2-04)$$

- koeficijent kotrljanja po podlozi (prema [4], str. 9-7, tablica 9-3) :  $\mu = 0,04 \quad [-]$  (2-05)

- maksimalna poletna masa zrakoplova (standard)  $m = 73500 \text{ kg}$  (2-06)

Sukladno tomu, možemo izračunati slijedeće vrijednosti u fazi zalijetanja :

- težina zrakoplova tijekom zalijetanja :  $W = m \cdot g = 73500 \cdot 9,81 = 721,03 \text{ kN}$  (2-07)

- moment tromosti oko y osi :  $I_y = r_y^2 \cdot m = 41 \cdot 73500 = 3,013 \cdot 10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$  (2-08)

Ova težina će se koristiti za proračun duljine zalijetanja (5. poglavlje), dok će se za proračun najvećeg kuta penjanja i brzine penjanja (6. poglavlje) te crtanje energetskih krivulja (7. poglavlje) koristiti model promjene težine zrakoplova (potpoglavlje 2.4).

### 2.2 Određivanje x koordinate središta mase zrakoplova ( $x_{cm}$ )

Aerodinamičko ishodište se postavlja na napadni rub aerodinamičke tetive krila, pa kako već imamo zadanu udaljenost središta mase od tog aerodinamičkog ishodišta slijedi prema [4], str. 2-9, jedn. 2.24 :

$$h_m = \bar{h}_m \cdot c_A = 0,30 \cdot 4,02 = 1,21 \text{ m} \quad (2-09)$$

a prema slici Sl. 9 (priložena na kraju ovog rada) dobivamo da je :

$$x_{cm} \approx 16,34 \text{ m} \quad (2-10)$$

Slika Sl. 9 je izrađena prema [1], str. 177, u mjerilu M1:200.

### 2.3 Određivanje z koordinate težišta zrakoplova ( $z_{cm}$ )

Za  $z$  koordinatu nemamo referentni podatak, pa ćemo ju odrediti preko metode masenih udjela prema [5], str. 237-242 za maksimalnu poletnu masu. Iznosi masenih udjela koje nismo mogli izračunati su preuzeti sa zrakoplova Boeing 737-200, prema [6], str. 150-159 i u tablici T 2. su označeni sivom bojom. Taj zrakoplov je najbliži A320 i po masi, i po konfiguraciji.

| Komponenta $i$                  | Maseni udjeli ( $F_{wi}$ ) |           | $z_i$ [m] |
|---------------------------------|----------------------------|-----------|-----------|
|                                 | Izračunato                 | Korišteno |           |
| Pogonska grupa i gondole motora | 0,083                      | 0,100     | 1,80      |
| Fiksna oprema                   | 0,129                      | 0,142     | 3,67      |
| Krilo                           | 0,092                      | 0,100     | 3,01      |
| Rep                             | 0,024                      | 0,030     | 6,58      |
| Trup                            | 0,105                      | 0,120     | 3,67      |
| Podvozje                        | 0,038                      | 0,050     | 1,04      |
| Posada                          | 0,003                      | 0,003     | 3,87      |
| Zarobljeno gorivo i ulje        | 0,005                      | 0,005     | 3,67      |
| Putnici                         | 0,199                      | 0,200     | 3,87      |
| Prtljaga                        | 0,034                      | 0,050     | 2,54      |
| Gorivo                          | 0,197                      | 0,200     | 3,16      |
| UKUPNO                          | 0,909                      | 1,000     |           |

T 2. Maseni udjeli i  $z$  koordinate središta mase komponenti zrakoplova

Prema [7], str.7, kao standard za mase putnika i njegove prtljage uzimaju slijedeće vrijednosti za jednog putnika, za letove unutar kontinenta :

$$m_{putnik} = 80 \text{ kg} \quad m_{prtljaga} = 13,6 \text{ kg} \quad (2-11)$$

Kao udio posade slijedi :

$$F_{w posade} = \frac{2 \cdot (m_{putnik} + m_{prtljaga})}{m} = \frac{2 \cdot (80 + 13,6)}{73500} = 0,003 \quad (2-12)$$

Zarobljeno gorivo i ulje mogu činiti i do 0,5 % poletne mase zrakoplova, pa i više (prema [7], str.7). Kako se radi o maksimalnoj poletnoj masi, uzimamo maksimalni broj putnika. Airbus A320 može maksimalno primiti 179 putnika, koje opslužuju još 4 pratitelja leta ([1], str. 178) :

$$m_{putnici (uk)} = (179 + 4) \cdot m_{putnik} = 183 \cdot 80 = 14640 \text{ kg} \quad (2-13)$$

$$m_{prtljaga (uk)} = (179 + 4) \cdot m_{prtljaga} = 183 \cdot 13,6 = 2488,8 \text{ kg} \quad (2-14)$$

$$F_{w putnika} = \frac{m_{putnici (uk)}}{m} = \frac{14640}{73500} = 0,199 \quad (2-15)$$

$$F_{w \text{ prtljaga}} = \frac{m_{\text{prtljaga (uk)}}}{m} = \frac{2488,8}{73500} = 0,034 \quad (2-16)$$

Operativna prazna masa zrakoplova je prema [1], str. 178,  $m_{OE} = 41908$  kg. U operativnu praznu masu zrakoplova ubrajamo : prazan zrakoplov (pogonska grupa, gondole motora, krila, trup, rep, podvozje), posadu, zarobljeno gorivo i ulje. Ako još ubrojimo putnike i prtljagu, do maksimalne poletne mase nam preostaje gorivo :

$$F_{w \text{ goriva}} = \frac{m - m_{OE} - m_{\text{putnici (uk)}} - m_{\text{prtljaga (uk)}}}{m} = \frac{73500 - 41908 - 14640 - 2488,8}{73500} = 0,197 \quad (2-17)$$

Kako zbroj izračunatih masenih udjela prema drugom stupcu ne čini 100 %, tada smo manjak mase preraspodjelili u trećem stupcu.

Četvrti stupac čine  $z$  koordinate težišta pojedinih komponenti, izražene u metrima. Njih smo odredili na slijedeći način, prema [5], tabl. 10.2, str. 241 i [8], str. 88-89 :

- pogonska grupa i gondole -  $z$  koordinata je određena prema aksijalnoj osi motora.
- fiksna oprema - prema aksijalnoj osi cilindra trupa.
- krilo - prema aerodinamičkoj tetivi krila.
- rep -  $z$  koordinata vertikalnog i horizontalnog repa je određena prema njihovoj aerodinamičkoj tetivi, a za cijeli rep je  $z$  koordinata određena prema podjednakom udjelu mase horizontalnog i vertikalnog repa (pretpostavka).
- trup - prema aksijalnoj osi cilindra trupa.
- podvozje -  $z$  koordinata prednjeg i glavnog podvozja je određena prema trećini visine stajne noge, a za cijelo podvozje je  $z$  koordinata određena prema udjelu mase 25:75 u korist glavnog podvozja (pretpostavka).
- posada - prema sjedalici putničkog sjedala.
- zarobljeno gorivo i ulje - prema aksijalnoj osi cilindra trupa.
- putnici - prema sjedalici putničkog sjedala.
- prtljaga - kao polovica visine teretnog prostora.
- gorivo - po  $y$  osi je otprilike određena kao polovina volumena polukrila između prednje i stražnje ramenjače, koje je duž cijelog raspona ispunjeno gorivom. Po  $z$  osi je određena kao tetiva aeroprofila.

$Z$  koordinate pojedinih komponenti su prikazane na slici Sl. 10, kao prilog na kraju ovog rada. Slika Sl. 10 je izrađena prema [1], str. 177 u mjerilu M1:100.

Konačno,  $z$  koordinatu središta mase zrakoplova dobit ćemo prema [5], tabl. 10.1b, kao :

$$z_{cm} = \sum_{i=1}^{i=8} F_{wi} \cdot z_i = 3,26 \text{ m} \quad (2-18)$$



Sada nam je poznat položaj središta mase (po y osi se uzima da je u ravnini simetrije zrakoplova), pa možemo na slici Sl. 9 izmjeriti slijedeće veličine :

- horizontalna udaljenost središta mase od osi kotača na prednjem podvozju :

$$l_p = 11,25 \text{ m} \quad (2-19)$$

- horizontalna udaljenost središta mase od osi kotača na stražnjem podvozju :

$$l_s = 1,50 \text{ m} \quad (2-20)$$

- vertikalna udaljenost središta mase od osi kotača na stražnjem podvozju :

$$k_s = 2,51 \text{ m} \quad (2-21)$$

- dijagonala između središta mase i osi kotača na stražnjem podvozju u vertikalnoj ravnini :

$$r = \sqrt{k_s^2 + l_s^2} = \sqrt{2,51^2 + 1,50^2} = 2,92 \text{ m} \quad (2-22)$$

- kut kojeg zatvara dijagonala sa horizontalnom ravninom :

$$\varepsilon = \arctan \frac{k_s}{l_s} = \arctan \frac{2,51}{1,50} = 1,032 \text{ rad} = 59,14^\circ \quad (2-23)$$

## 2.4 Model promjene težine zrakoplova

Zrakoplov tijekom leta troši gorivo i sukladno tomu, mijenja mu se masa odnosno težina. No, nije velika pogreška uzeti da je masa konstantna tijekom jedne kratke faze leta (npr. polijetanje, penjanje). Model promjene težine razvijen je prema podacima za masu iz tablice T 6., u funkciji visine :

$$W = -68,97 \cdot 10^{-6} \cdot H^2 - 586,85 \cdot 10^{-3} \cdot H + 637,5 \cdot 10^3 \quad (2-24)$$

Pritom ćemo zanemariti pomicanje središta mase zrakoplova zbog smanjenja mase goriva.

### 3. Aerodinamika

U ovom poglavlju su opisani modeli aerodinamike za konfiguraciju u polijetanju i za čistu konfiguraciju. Oba modela su preuzeta iz [9].

#### 3.1 Model aerodinamike za konfiguraciju u polijetanju

Ovaj model aerodinamike daje nam stacionarne koeficijente uzgona, otpora i momenta propinjanja, te uzima u obzir utjecaj otklona zakrilca i izvučeno podvozje, te utjecaj blizine tla pa počevši od modela čiste aerodinamike imamo :

$$C_{L\text{ clean}} = 0,226 + 4,858 \cdot \alpha + 0,903 \cdot i_h + 0,423 \cdot \delta_m \quad (3-01)$$

$$C_{D\text{ clean}} = (0,0477 \cdot C_L - 0,0049) \cdot C_L + 0,0208 \quad (3-02)$$

$$C_{m\text{ clean}} = 0,105 - 0,226 \cdot \bar{h}_m + (-2,204 + 4,858 \cdot \bar{h}_m) \cdot \alpha + \\ + (-4,036 + 0,903 \cdot \bar{h}_m) \cdot i_h + (-1,9 + 0,423 \cdot \bar{h}_m) \cdot \delta_m \quad (3-03)$$

Doprinos izvučenog podvozja slijedi prema :

$$C_{L\text{ podvozje}} = 0,0365 - 0,0391 \cdot \alpha \quad (3-04)$$

$$C_{L\text{ clean+podvozje}} = C_{L\text{ clean}} + C_{L\text{ podvozje}} \quad (3-05)$$

$$C_{D\text{ podvozje}} = (0,048 \cdot C_{L\text{ clean+podvozje}} - 0,009) \cdot C_{L\text{ clean+podvozje}} + 0,0602 - C_{D\text{ clean}} \quad (3-06)$$

$$C_{D\text{ clean+podvozje}} = C_{D\text{ clean}} + C_{D\text{ podvozje}} \quad (3-07)$$

$$C_{m\text{ podvozje}} = -C_{D\text{ podvozje}} \cdot 0,973 - C_{L\text{ podvozje}} \cdot (0,498 - \bar{h}_m) \quad (3-08)$$

$$C_{m\text{ clean+podvozje}} = C_{m\text{ clean}} + C_{m\text{ podvozje}} \quad (3-09)$$

a sa doprinosom otklona zakrilaca dobivamo :

$$C_{L\text{ zakrilce}} = (0,7543 + 0,1150 \cdot \alpha) \cdot \delta_f \quad (3-10)$$

$$C_{L\text{ polijetanje}} = C_{L\text{ clean+podvozje}} + C_{L\text{ zakrilce}} \quad (3-11)$$

$$C_{D\text{ polijetanje}} = (0,048 + 0,015 \cdot \delta_f) \cdot C_{L\text{ polijetanje}}^2 - (0,009 + 0,0653 \cdot \delta_f) \cdot C_{L\text{ polijetanje}} + \\ + 0,0602 + 0,0894 \cdot \delta_f \quad (3-12)$$

$$C_{m\text{ zakrilce}} = -0,355 \cdot \delta_f - C_{L\text{ zakrilce}} \cdot (0,391 - \bar{h}_m) \quad (3-13)$$

$$C_{m\text{ polijetanje}} = C_{m\text{ clean+podvozje}} + C_{m\text{ zakrilce}} \quad (3-14)$$

Tijekom cijelog procesa polijetanja je podvozje izvučeno, a zakrilca su djelomično otklonjena.

Kao što vidimo, navedeni koeficijenti ovise o :

- napadnom kutu ( $\alpha$ )
- postavnom kutu horizontalnog repa ( $i_h$ )
- kutu otklona kormila visine ( $\delta_m$ )
- udaljenosti središta mase od aerodinamičkog ishodišta, svedena na aerodinamičku tetivu ( $\bar{h}_m$ )
- kutu otklona zakrilaca ( $\delta_f$ )

Svi kutevi se zadaju u radijanima [rad]. Model je razvijen za slučaj da je postavni kut krila jednak nuli. Računanje aerodinamičkih koeficijenata vrši subrutina `aero_full.m`.

### 3.2 Model aerodinamike za čistu konfiguraciju

Za razliku od prethodnog modela aerodinamike, model aerodinamike za čistu konfiguraciju uzima u obzir ovisnost aerodinamičkih koeficijenata o brzini (o Machovom broju), ali bez utjecaja otklona upravljačkih površina. Ovaj model ćemo koristiti za računanje najvećeg kuta i najveće brzine penjanja te za crtanje energetske krivulje.

Koeficijent inducirano otpora dobivamo prema :

$$K = 0,04384 + 0,0193 \cdot Ma \quad [-] \quad (3-15)$$

Koeficijent nultog otpora dobivamo za :

- Machov broj  $Ma \leq 0,20$  kao :

$$C_{D0} = 0,0208 \quad [-] \quad (3-16)$$

- Machov broj  $0,20 < Ma \leq 0,84$  kao :

$$C_{D0} = 0,020455 + 0,001724 \cdot Ma \quad [-] \quad (3-17)$$

- Machov broj  $Ma > 0,84$  kao :

$$C_{D0} = 6,321 \cdot Ma^3 - 14,8315 \cdot Ma^2 + 11,5433 \cdot Ma - 2,9558 \quad [-] \quad (3-18)$$

Model aerodinamike za čistu konfiguraciju dobivamo ga preko subrutine `otpor.m`.

## 4. Model motora

Uz aerodinamiku, motor je važan segment za određivanje performansi zrakoplova, a možda i najvažniji. Ovdje razvijen model motora koristi tri ulazne veličine :

- visinu leta ( $H$ )
- brzinu leta, izraženu preko Machovog broja ( $Ma$ )
- stvarni broj okretaja niskotlačnog vratila ( $N_I$ ) izraženu u postotcima od nominalnog iznosa kojeg propisuje proizvođač.

Kao izlaznu veličinu daje potisak ( $F$ ) dva motora koji odgovaraju modelu CFM56-5A3, koji se ugrađuje na zrakoplov Airbus A320. Potisak se dobiva kroz tri koraka :

- iz stvarnog broja okretaja dobivamo korigirani broj okretaja ( $N_{Ic}$ )
- iz korigiranog broja okretaja dobivamo korigirani potisak ( $F_c$ )
- iz korigiranog potiska dobivamo stvarni potisak ( $F$ )

### 4.1 Korigirani broj okretaja

Prema [10], str. 467, izraz (8-4) je definirana veza između stvarnog i korigiranog broja okretaja :

$$N_{Ic} = \frac{N_I}{\sqrt{\theta}} \quad [\%] \quad (4-01)$$

gdje je  $\theta$  omjer zaustavne temperature slobodne struje i referentne temperature ( $T_{ref} = 288,15 \text{ K} = + 15^\circ \text{ C}$ ), koji je definiran prema [10], str. 465, jedn. (8-1b) i str. 122, jedn. (4-9) :

$$\theta = \frac{T_0}{T_{ref}} = \frac{T}{T_{ref}} \cdot \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2 \right) \quad [-] \quad (4-02)$$

Ovdje  $T$  [K] predstavlja temperaturu okolnog zraka u funkciji visine (dobivamo ju prema modelu atmosfere).

Model motora je ispitan za korigirani broj okretaja u rasponu :

$$80 \% \leq N_{Ic} \leq 110 \% \quad (4-03)$$

Vidimo da raspon za stvarni broj okretaja ovisi o visini. Stvarni broj okretaja se neće mijenjati u ovisnosti o Machovom broju, jer je kritična vrijednost stvarnog broja okretaja za  $Ma = 0$ .

Ograničenja ostalih ulaznih veličina su :

$$0 \text{ m} \leq H \leq 14000 \text{ m} \quad (4-04)$$

$$0 \leq Ma \leq 0,84 \quad (4-05)$$

### 4.2 Korigirani potisak

Korigirani potisak dobivamo u funkciji Machovog broja i korigiranog broja okretaja prema zadanim vrijednostima za turboventilatorski motor sa dva vratila General Electric CF6-50C

(tablica T 8., priložena na kraju ovog rada), te korištenjem faktora skale  $\lambda$ , kojim dobivenu vrijednost „smanjujemo“ na odgovarajući iznos za nama potreban motor CFM56-5A3 za isti korigirani broj okretaja i brzinu :

$$\frac{F_{c\ CFM56-5A3}}{F_{c\ CF6-50C}} = \lambda = \frac{12020\ \text{N}}{23133\ \text{N}} = 0,52 \quad (4-06)$$

Motor CFM56-5A3 tvrtke CFM je također turboventilatorski motor sa nisko- i visokotlačnim vratilom.

### 4.3 Limitirajući Machov broj

Zadana je još jedna veličina, a to je Machov broj iznad kojeg je korigirani potisak  $F_c$  konstantan, neovisno o broju okretaja. Limitirajući Machov broj se mijenja linearno do visine 11 000 m :

$$Ma_{limit} = 0,52 + \frac{0,2}{11000} \cdot H \quad [-] \quad (4-07)$$

A iznad  $H = 11\ 000$  m je konstantan i iznosi :

$$Ma_{limit} = 0,72 \quad (4-08)$$

### 4.4 Stvarni potisak motora

Stvarni potisak je definiran prema [10], str. 465, izraz (8-5) :

$$F = F_c \cdot \delta_0 \quad [\text{N}] \quad (4-09)$$

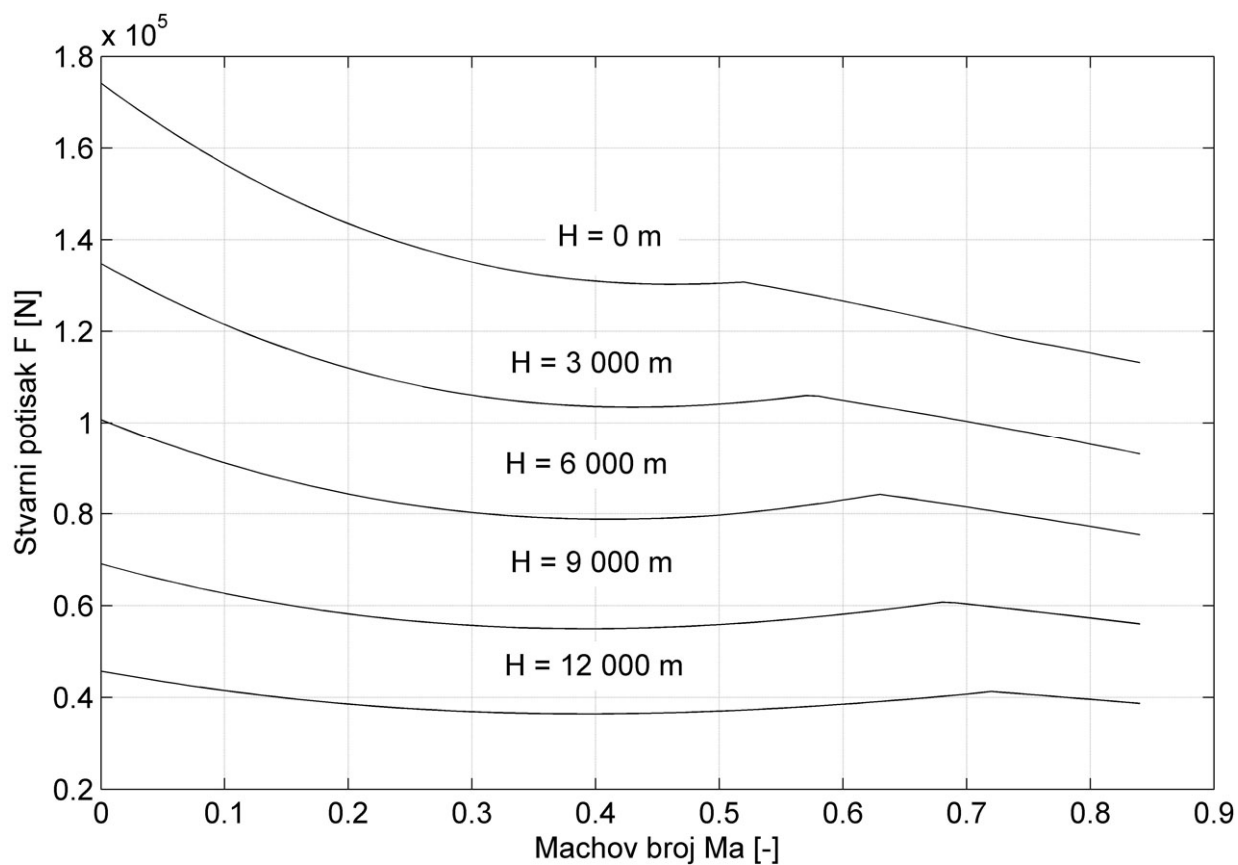
gdje je  $\delta_0$  omjer zaustavnog tlaka slobodne struje i referentnog tlaka ( $p_{ref} = 101325\ \text{Pa}$ ), prema [10], str. 465, jedn. (8-1a) i str. 122, jedn. (3-10) :

$$\delta_0 = \frac{p_0}{p_{ref}} = \frac{p}{p_{ref}} \cdot \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad [-] \quad (4-10)$$

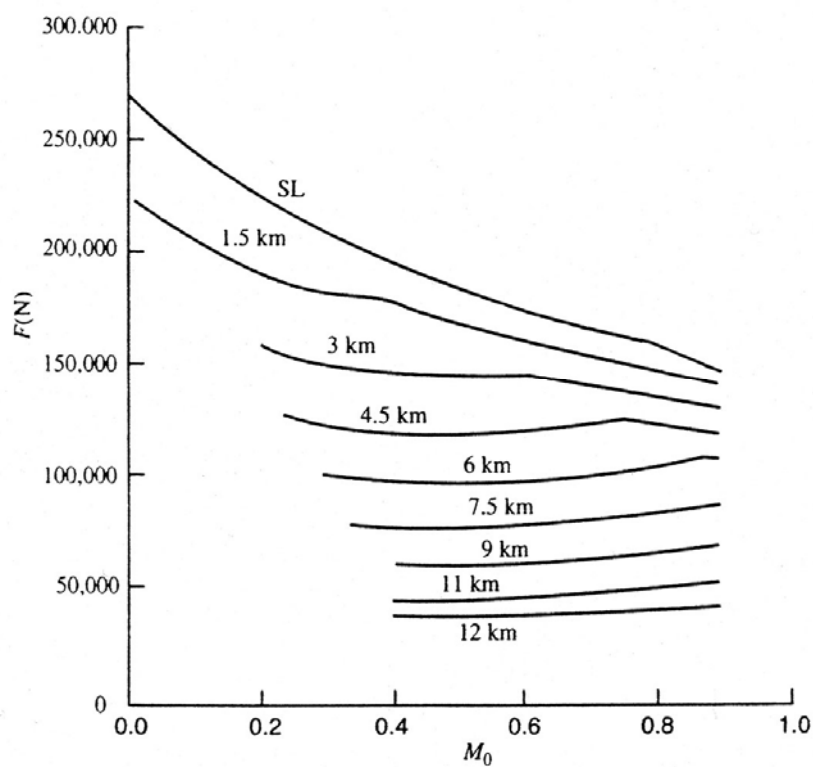
Ovdje  $p$  [Pa] predstavlja tlak okolnog zraka u funkciji visine  $H$  (dobivamo ga prema modelu atmosfere).

Nakon što i dobijemo stvarni iz korigiranog potiska, taj iznos još treba udvostručiti jer Airbus A320 ima dva motora CFM56-5A3.

Slika Sl. 1. konačno daje stvarnu potisnu silu za dva CFM56-5A3 motora u [N], za slučaj kada je  $N_I = 100\ \%$ . Slika Sl. 2. je preuzeta iz [10], str. 530, slika 8-47, za nepoznat, ali realan model turboventilatorskog motora sa nisko- i visokotlačnim vratilom, kakav je i CFM56-5A3. Uočljiv je podjednak karakter krivulja : korištenje  $Ma_{limit}$ , pad potiska s visinom, a s povećanjem brzine krivulja potiska sliči paraboli koja je sve blaža s povećanjem visine.



Sl. 1 Stvarni potisak za dva motora CFM56-5A3 za  $N_I = 100\%$  u funkciji  $H$  i  $Ma$



Sl. 2. Maksimalni potisak turboventilatorskog motora sa nisko- i visokotlačnim vratilom

## 5. Određivanje duljine zalijetanja

Proces polijetanja se uobičajeno dijeli na četiri faze :

- čisto zalijetanje - koje traje od trenutka kada pilot otpusti kočnice, do trenutka kada je brzina jednaka  $V = V_R$ , tj. odvajanja prednjeg podvozja.
- propinjanje - od odvajanja prednjeg do trenutka odvajanja glavnog podvozja.
- rotacija - tijekom koje se zrakoplov okreće u vertikalnoj ravnini do kuta kojim će nastaviti penjanje na visinu krstarenja.
- penjanje - do  $H_{obs} = 10,7$  m za civilne zrakoplove prema FAR 25.113 propisima, čijoj kategoriji pripada i A320 zrakoplov.

Ovo poglavlje će opisati model za analitičko računanje duljine prve faze te numeričko rješenje za prve dvije faze polijetanja.

### 5.1 Određivanje brzine rotacije $V_R$

Da bi proračunali brzinu  $V_R$  na kraju prve faze, moramo prvo odrediti aerodinamičke koeficijente za konfiguraciju u polijetanju također na kraju prve faze (prema tablici T 3).

|                        |   |
|------------------------|---|
| $\bar{h}_m = 0,30$     | Zadana vrijednost   |
| $\alpha = 0^\circ$     | Tijekom prve faze su uzdužna os zrakoplova i vektor njegove brzine paralelni pisti, a i postavni kut krila je jednak nuli.  |
| $i_h = 0^\circ$        | Za postavni kut nemamo referentnih podataka, stoga ćemo uzeti da je tijekom zalijetanja jednak nuli. Na kraju prve faze se kormilo visine otklanja na vrijednost pri polijetanju, za što također nemamo referentnih podataka, ali ćemo uzeti da iznosi $\delta_m = -15^\circ$ . Kasnije ćemo te vrijednosti varirati, da bi vidjeli njihov utjecaj na dobivene rezultate. |
| $\delta_m = -15^\circ$ |   |
| $\delta_f = 10^\circ$  | Tijekom polijetanja su zakrilca djelomično izbačena. Prema [11] za polijetanje se uobičajeno postavljaju zakrilca u položaj FLAPS 1+F, što znači da su otklonjena za 10 stupnjeva.  |

T 3. Ulazne aerodinamičke varijable za brzinu  $V_R$

Brzinu  $V_R$ , na kraju prve faze ćemo odrediti prema [12], str. 11-4 kao :

$$V_R = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TO} \cdot (l_s + \mu \cdot k_s)}{\rho \cdot S \cdot [c_A \cdot C_m + C_L \cdot (l_s + \mu \cdot k_s)]}} \quad (5-01)$$

$$V_R = \sqrt{\frac{2 \cdot 721035 \cdot (1,50 + 0,04 \cdot 2,51)}{1,2251 \cdot 122,4 \cdot [4,02 \cdot 0,3822 + 0,2834 \cdot (1,50 + 0,04 \cdot 2,51)]}} = 87,9 \text{ m/s} \quad (5-02)$$

## 5.2 Analitičko određivanje duljine čistog zalijetanja

Za početak trebamo transformirati potisnu silu prema [12], str. 11-8 u oblik :

$$F = F_0 \cdot (1 - k_1 \cdot V + k_2 \cdot V^2) = F_0 \cdot k_2 \cdot V^2 - F_0 \cdot k_1 \cdot V + F_0 \quad (5-03)$$

Kako imamo slučaj da nam se visina ne mijenja, tada je potisak samo funkcija brzine. Rekli smo da se stvarni broj okretaja ne mijenja prema Machovom broju (potpoglavlje 4.1), pa vrijedi :

$$F = e_1 \cdot Ma^2 + e_2 \cdot Ma + e_3 = \frac{e_1}{a^2} \cdot V^2 + \frac{e_2}{a} \cdot V + e_3 \quad (5-04)$$

$$F = \frac{215,53 \cdot 10^3}{a^2} \cdot V^2 + \frac{-194,01 \cdot 10^3}{a} \cdot V + 173,85 \cdot 10^3 \quad (5-05)$$

gdje je  $a$  lokalna brzina zvuka, a faktori  $e_1$ ,  $e_2$ , i  $e_3$  su određeni za  $N_I = 100$  %. Prema slici Sl. 1., vidimo da izraz (5-05) vrijedi za brzine do  $Ma_{limit}$ , što ovdje i jest slučaj. Usporedbom jednadžbi (5-03) i (5-05) slijedi :

$$F_0 = e_3 = 173,85 \cdot 10^3 \quad (5-06)$$

$$k_1 = \frac{e_2}{-e_3 \cdot a} = \frac{-194,01 \cdot 10^3}{-173,85 \cdot 10^3 \cdot 340,3} = 3,3 \cdot 10^{-3} \quad (5-07)$$

$$k_2 = \frac{e_1}{e_3 \cdot a^2} = \frac{215,53 \cdot 10^3}{173,85 \cdot 10^3 \cdot 340,3^2} = 10,7 \cdot 10^{-6} \quad (5-08)$$

Za kvadratnu jednadžbu po brzini prema [12], str. 11-9 i 11-14 :

$$C \cdot V^2 + B \cdot V + A = 0 \quad (5-09)$$

$$A = \frac{F_0}{m} - \mu \cdot g = \frac{173,85 \cdot 10^3}{73500} - 0,04 \cdot 9,81 = 1,97 \quad (5-10)$$

$$B = -k_1 \cdot \frac{F_0}{m} = -3,3 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{173,85 \cdot 10^3}{73500} = -7,8 \cdot 10^{-3} \quad (5-11)$$

$$C = k_2 \cdot \frac{F_0}{m} - \frac{\rho \cdot S}{2 \cdot m} \cdot (C_D - \mu \cdot C_L)$$

$$C = 10,7 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{173,85 \cdot 10^3}{73500} - \frac{1,225 \cdot 122,4}{2 \cdot 73500} \cdot (0,0756 - 0,04 \cdot 0,3942) = -35,75 \cdot 10^{-6} \quad (5-12)$$

aerodinamički koeficijenti su određeni prema tablici T 4., jer sada promatramo prvu fazu. Dobivamo realne i različite korijene kvadratne jednadžbe :

$$V_1 = -367,2 \quad V_2 = 150,3 \quad [\text{m/s}] \quad (5-13)$$

Prvi i drugi pribrojnik za duljinu prve faze dobivamo prema [12], str. 11-14 :

$$s_I' = \frac{1}{2 \cdot C} \cdot \ln \frac{A + B \cdot V_R + C \cdot V_R^2}{A}$$



$$s_I' = \frac{1}{2 \cdot (-35,75 \cdot 10^{-6})} \cdot \ln \frac{1,97 - 7,8 \cdot 10^{-3} \cdot 87,9 - 35,75 \cdot 10^{-6} \cdot 87,9^2}{1,97} = 9304 \quad (5-14)$$

$$s_I'' = \frac{B}{2 \cdot C^2 \cdot (V_I - V_2)} \cdot \left( \ln \frac{V_I - V_R}{V_I} - \ln \frac{V_2 - V_R}{V_2} \right)$$

$$s_I'' = \frac{-7,8 \cdot 10^{-3}}{2 \cdot (-35,75 \cdot 10^{-6})^2 \cdot (-367,2 - 150,3)} \cdot \left( \ln \frac{-367,2 - 87,9}{-367,2} - \ln \frac{150,3 - 87,9}{150,3} \right) = 6418 \quad (5-15)$$

Konačno, analitičko rješenje za duljinu čistog zalijetanja glasi :

$$s_I = s_I' - s_I'' = 2886 \text{ m} \quad (5-16)$$

### 5.3 Numeričko određivanje duljine čistog zalijetanja

Za čisto zalijetanje ćemo koristiti ulazne parametre za aerodinamičke koeficijente prema tablici T 4.

|                       |  |
|-----------------------|--|
| $\bar{h}_m = 0,30$    | Zadana vrijednost  |
| $\alpha = 0^\circ$    | Tijekom ove faze su uzdužna os zrakoplova i vektor njegove brzine paralelni pisti.   |
| $i_h = 0^\circ$       | Tijekom čistog zalijetanja brzina zrakoplova se stalno povećava, ali još uvijek nije dovoljna da 'odlijepi' zrakoplov od piste, stoga bi otklon bilo horizontalnog repa, bilo kormila visine u ovoj fazi stvorio dodatni otpor zbog kojega bi se produljilo polijetanje. |
| $\delta_m = 0^\circ$  |  |
| $\delta_f = 10^\circ$ | Tijekom polijetanja su zakrilca djelomično izbačena. Prema [11] za polijetanje se uobičajeno postavljaju zakrilca u položaj FLAPS 1+F, što znači da su otklonjena za 10 stupnjeva.   |

T 4. Ulazne aerodinamičke varijable za prvu fazu

Kada iz modela aerodinamike odredimo aerodinamičke koeficijente ( $C_D$ ,  $C_L$  i  $C_m$ ), možemo naći i iznose aerodinamičkih sila uzgona ( $L$ ) i otpora ( $D$ ), koje su svedene na središte mase, te aerodinamičkog momenta za središte mase ( $M^A$ ). Njih uvrštavamo u jednačbe gibanja središta mase za prvu fazu polijetanja, prema [12], str. 11-7 :

$$R = W - L \quad (5-17)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{F - D - \mu \cdot R}{m} \quad (5-18)$$

$$\frac{ds}{dt} = V \quad (5-19)$$

Jednačbe (5-18) i (5-19) su diferencijalne jednačbe koje rješavamo metodom Runge - Kutta četvrtog reda. Rješavanje diferencijalnih jednačbi vrši subrutina RK.m.

Blok-shema ovdje opisanog modela gibanja u prvoj fazi prikazana je na slici Sl. 11 (također priložena na kraju ovog rada).

Na početku prve faze zrakoplov ima brzinu  $V = 0$ . Povećavanjem brzine, rastu i sila uzgona i aerodinamički moment, čime otpor podloge prednjeg podvozja pada, a prva faza završava kada je brzina jednaka  $V = V_R$ . U tom trenutku ( $t = t_I$ ), prijeđeni put je  $s = s_I$ , otpor podloge prednjeg podvozja je nula ( $R_p = 0$ ), ako kormilo visine postavimo na  $\delta_m = \delta_{mTO}$ . Fazu čistog zalijetanja dobivamo preko subrutine `prva_faza.m`.

#### 5.4 Numeričko određivanje duljine propinjanja

Model za drugu fazu (propinjanje zrakoplova) je sličan onom za prvu fazu. Zrakoplov i dalje ubrzava, ali kako više nema otpora podloge prednjeg podvozja, a i kormilo visine je otklonjeno, dolazi do propinjanja zrakoplova (zrakoplov 'diže nos'), odnosno rotira oko osovine glavnog podvozja. Iako se središte mase diže tijekom rotacije to ćemo zanemariti za mali kut  $\gamma$ , pa se središte mase i dalje giba horizontalno, kao i tijekom prve faze.

Aerodinamičke koeficijente određujemo prema tablici T 3., ali napadni kut  $\alpha$  nije konstantan.

On se mijenja prema :

$$\alpha = \vartheta \quad (5-20)$$

Momentnu jednadžbu ćemo postaviti za središte mase, a ne oko osovine glavnog podvozja (kao što je vrijedilo za prvu fazu), te dobivamo moment otpora podloge glavnog podvozja prema [12], str. 11-16 :

$$M^R = -R_s \cdot r \cdot [\cos(\vartheta + \varepsilon) + \mu \cdot \sin(\vartheta + \varepsilon)] \quad (5-21)$$

gdje je otpor podloge glavnog podvozja :

$$R_s = R = W - L \quad (5-22)$$

Model gibanja zrakoplova za drugu fazu prema **Error! Reference source not found.**, str. 11-17, glasi :

$$\frac{dV}{dt} = \frac{F \cdot \cos \vartheta - D - \mu \cdot R}{m} \quad (5-23)$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{M^A + M^R}{I_y} \quad (5-24)$$

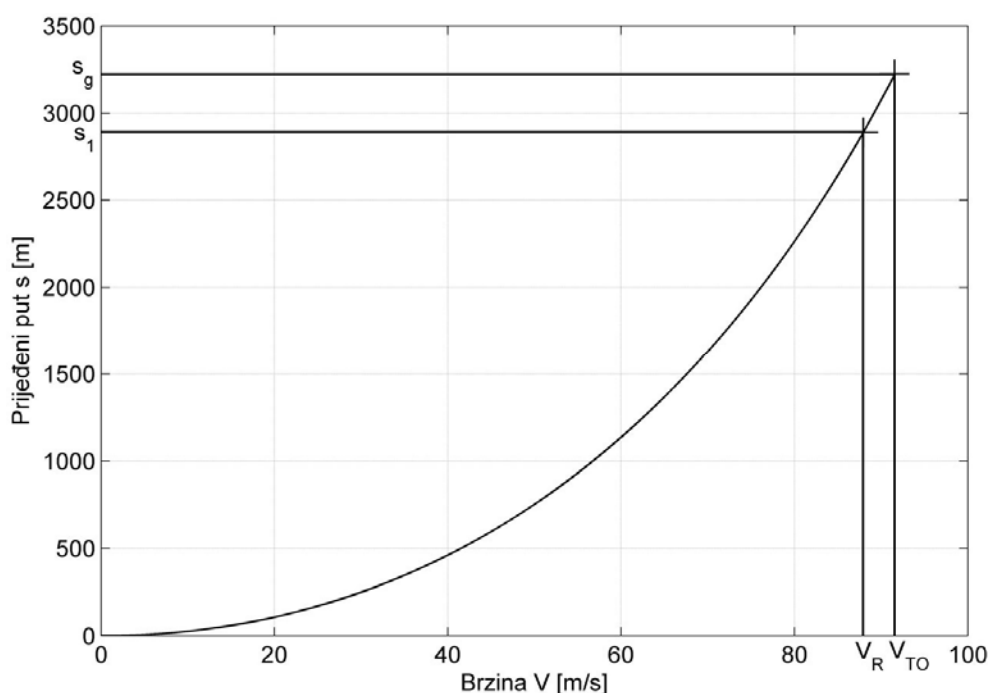
$$\frac{d\vartheta}{dt} = q \quad (5-25)$$

$$\frac{ds}{dt} = V \quad (5-26)$$

Kao i u prethodnom slučaju, i ove diferencijalne jednačbe riješavamo metodom Runge-Kutta četvrtog reda.

Druga faza završava u trenutku  $t = t_g = t_1 + t_2$ , kada nestane otpor podloge podvozja ( $R_s = 0$ ).

Tada je brzina jednaka  $V = V_{TO}$ , a ukupni prijeđeni put  $s = s_g = s_1 + s_2$ . Odnos između brzina  $V_R$  i  $V_{TO}$ , po završetku pojedine faze vidimo na slici Sl. 3.



Sl. 3. Prijedeći put i brzina na kraju prve i druge faze polijetanja

U ovom poglavlju je za model atmosfere odabrano da zrakoplov polijeće sa piste na razini mora ( $H = 0$  m), jer tome odgovaraju i deklarirane performanse za duljinu zalijetanja (1-01).

Blok-shema ove faze prikazana je na slici Sl. 12, koja je također priložena na kraju ovog rada.

Fazu propinjanja dobivamo preko subrutine druga\_faza.m.

Ulazne veličine i dobiveni rezultati za obje faze su prikazani u tablici T 5.

| Ulazne veličine |       |            |            |       | Izlazne veličine |                 |       |                 |          |
|-----------------|-------|------------|------------|-------|------------------|-----------------|-------|-----------------|----------|
| $m$             | $N_I$ | $\delta_f$ | $\delta_m$ | $i_h$ | analitički $s_I$ | numerički $s_I$ | $V_R$ | numerički $s_g$ | $V_{TO}$ |
| [kg]            | [%]   | [°]        | [°]        | [°]   | [m]              | [m]             | [m/s] | [m]             | [m/s]    |
| 73500           | 100   | 10         | -15,00     | 0     | 2886             | 2889            | 87,9  | 3224            | 91,6     |
| 73500           | 100   | 10         | -19,91     | 0     | 2109             | 2111            | 77,8  | 2420            | 82,0     |
| 73500           | 101   | 10         | -19,91     | 0     | 2023             | 2025            | 77,8  | 2330            | 82,2     |
| 73500           | 101   | 10         | -17,78     | -1    | 2024             | 2026            | 77,8  | 2330            | 82,2     |
| 73500           | 101   | 10         | -15,66     | -2    | 2024             | 2026            | 77,8  | 2330            | 82,2     |
| 71300           | 101   | 10         | -15,66     | -2    | 1876             | 1878            | 76,6  | 2174            | 81,2     |
| 67000           | 101   | 10         | -15,66     | -2    | 1610             | 1611            | 74,3  | 1889            | 79,2     |
| 65800           | 101   | 10         | -15,66     | -2    | 1541             | 1542            | 73,6  | 1815            | 78,6     |

|       |     |    |        |    |      |      |      |      |      |
|-------|-----|----|--------|----|------|------|------|------|------|
| 62800 | 101 | 10 | -15,66 | -2 | 1376 | 1378 | 71,9 | 1638 | 77,2 |
|-------|-----|----|--------|----|------|------|------|------|------|

#### T 5. Dobiveni rezultati za prve dvije faze

U prvom slučaju (prvi redak) smo krenuli sa orijentacijskim iznosima za ulazne veličine :

- masu smo uzeli da je 73500 kg prema deklariranim performansama u tablici T 1. i (1-01)
- maksimalan broj okretaja (100 %)
- otklon zakrilaca u položaj FLAPS F+1 (tablica T 4.)
- otklon kormila visine (očekivana vrijednost  $\delta_m < - 20^\circ$ )
- nulti postavni kut horizontalnog repa

Za masu  $m = 73500$  kg je bilo potrebno otkloniti kormilo visine na  $\delta_m = -19,91$  stupnjeva, da bi postigli deklarirani  $V_R = 77,8$  m/s prema tablici T 1. Zatim smo u trećem slučaju samo povećali broj okretaja motora da bi dobili i deklariranu duljinu zalijetanja  $s_g = 2336$  m. Otklon horizontalnog stabilizatora za jedan stupanj smanjuje potreban otklon kormila visine za nešto više od dva stupnja (četvrti i peti redak). Ako bi promijenili samo masu letjelice, prateći tablicu T 1, vidimo da se dobivene vrijednosti za brzinu  $V_R$  također dobro poklapaju (6.-9. redak).

## 6. Najveći kut penjanja i najveća brzina penjanja

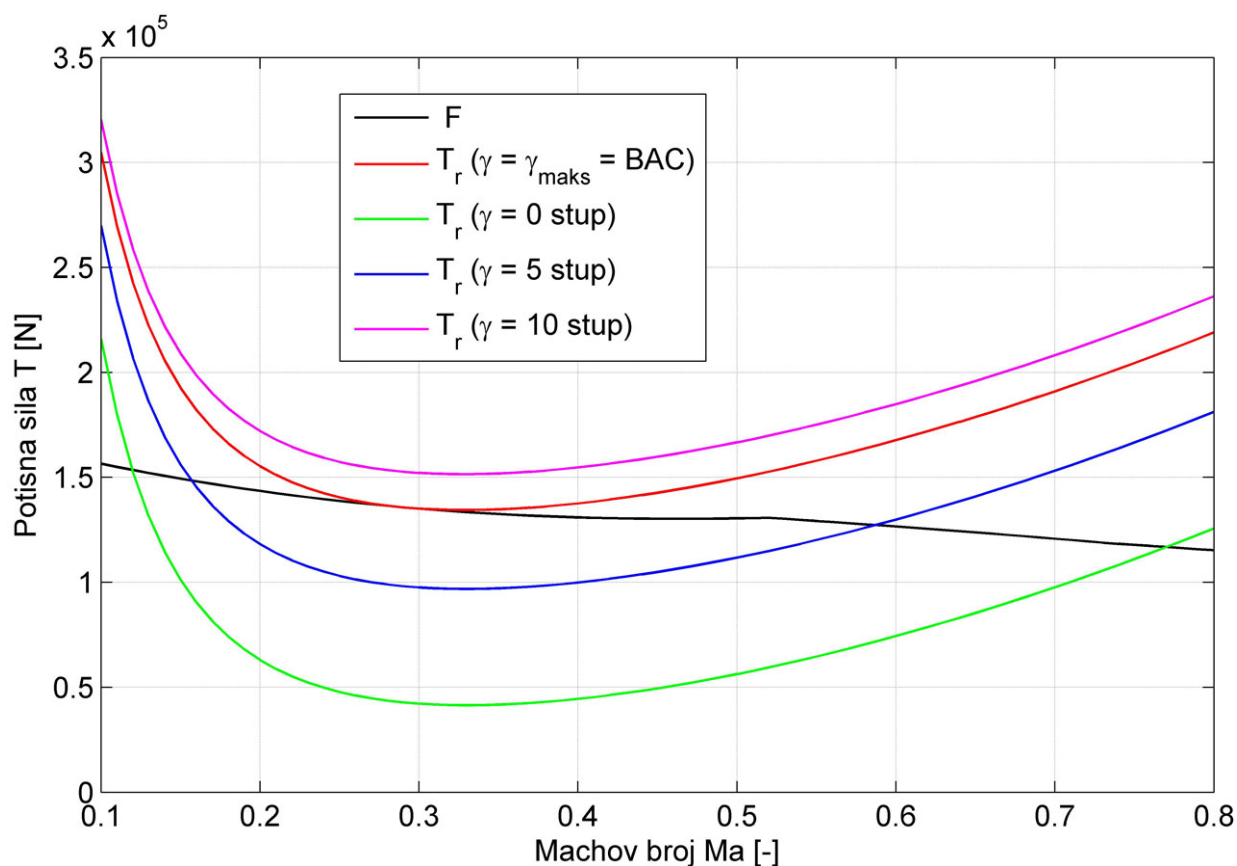
Najveći kut penjanja (engl. *BAC - Best Angle of Climb*) predstavlja najveći prirast visine po jedinici prijednog puta, za određenu visinu. Najveća brzina penjanja (engl. *BRC - Best Rate of Climb*) predstavlja najveći prirast visine u jedinici vremena.

### 6.1 Najveći kut penjanja

Najveći kut penjanja je određen prema [4], str. 8-16 do 8-18, gdje je raspoloživa pogonska sila  $F$ , a potrebna pogonska sila  $T_r$  jednaka :

$$T_r = \frac{\rho \cdot S \cdot C_{D0}}{2} \cdot V^2 + \frac{2 \cdot K \cdot W^2 \cdot \cos^2 \gamma}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{V^2} + W \cdot \sin \gamma \quad (6-01)$$

Koeficijente  $C_{D0}$  i  $K$  dobivamo prema modelu aerodinamike za čistu konfiguraciju. Kut za koji se ove dvije krivulje tangiraju, je maksimalni kut penjanja. Obje krivulje su ovisne o visini, pa i dobiveni najveći kut penjanja vrijedi samo za tu visinu. Na slikama Sl. 4. i Sl. 5. je za primjer uzeta visina  $H = 0$  m, a potisna sila je izračunata za  $N_I = 100$  %.



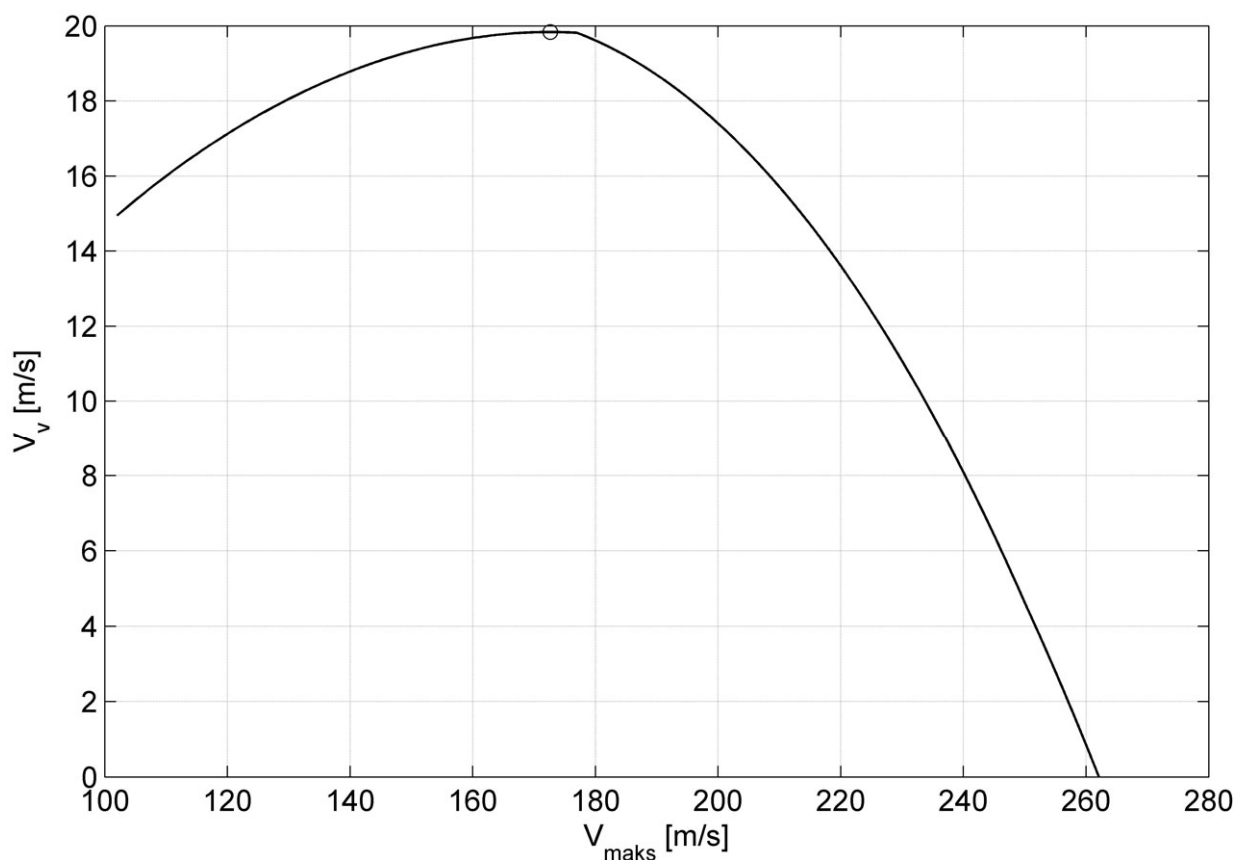
Sl. 4. Određivanje najvećeg kuta penjanja za  $H = 0$  m i  $N_I = 100$  %

## 6.2 Najveća brzina penjanja

Označimo sa  $V_{maks}(\gamma)$  apscisu točke desnog presjeka  $T_a(V)$  i  $T_r(V, \gamma)$  na slici Sl. 4. Tada tražimo maksimum vertikalne komponente te najveće brzine  $V_{maks}(\gamma)$  prema [4], str. 8-19 :

$$V_v(\gamma) = V_{maks}(\gamma) \cdot \sin \gamma \quad (6-02)$$

Ovaj produkt je prikazan na slici Sl. 5. Maksimum te krivulje predstavlja ujedno i najveću brzinu penjanja, i također je funkcija visine.

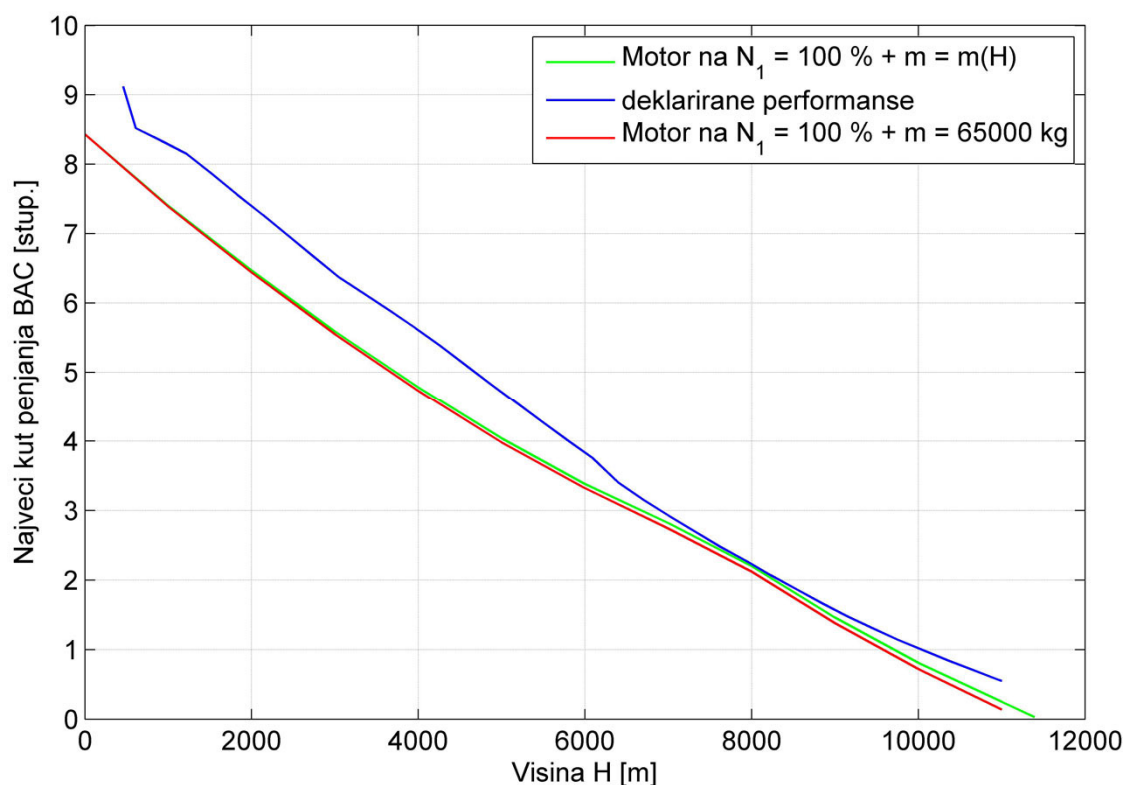


Sl. 5. Određivanje najveće brzine penjanja za  $H = 0$  m i  $N_I = 100$  %

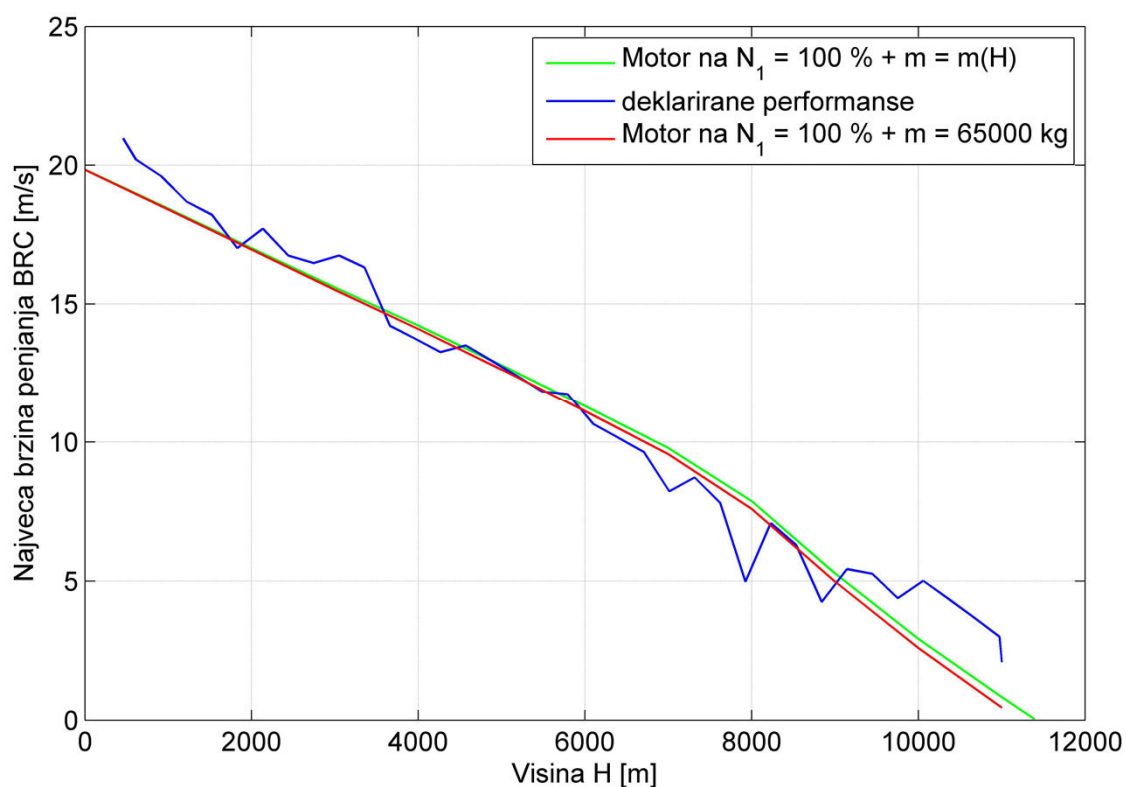
Ako bi visinu odabrali kao varijablu, i za najveći kut penjanja i za najveću brzinu penjanja, dobili bi krivulje na slikama Sl. 6 i Sl. 7. Plavom bojom su označene deklarirane performanse prema tablici T 6., a zelenom dobiveni rezultati, prema modelu razvijenom u ovom poglavlju.

Za primjetiti je relativno dobro poklapanje linija, ali treba napomenuti da je broj okretaja prema tablici T 6. jednak  $N_I \approx 90$  %. Čak i ako bi uzeli konstantnu masu od  $m = 65000$  kg (crvena linija), vidimo da su pogoršanja dobivenih rezultata zanemariva.

Tablica T 7. daje dobivene rezultate za visine prema tablici T 6., tako da se te dvije tablice mogu usporediti. Tablica T 7. je također priložena na kraju rada.



Sl. 6. Najveći kut penjanja u funkciji visine za  $N_I = 100\%$



Sl. 7. Najveća brzina penjanja u funkciji visine za  $N_I = 100\%$

## 7. Energetske krivulje

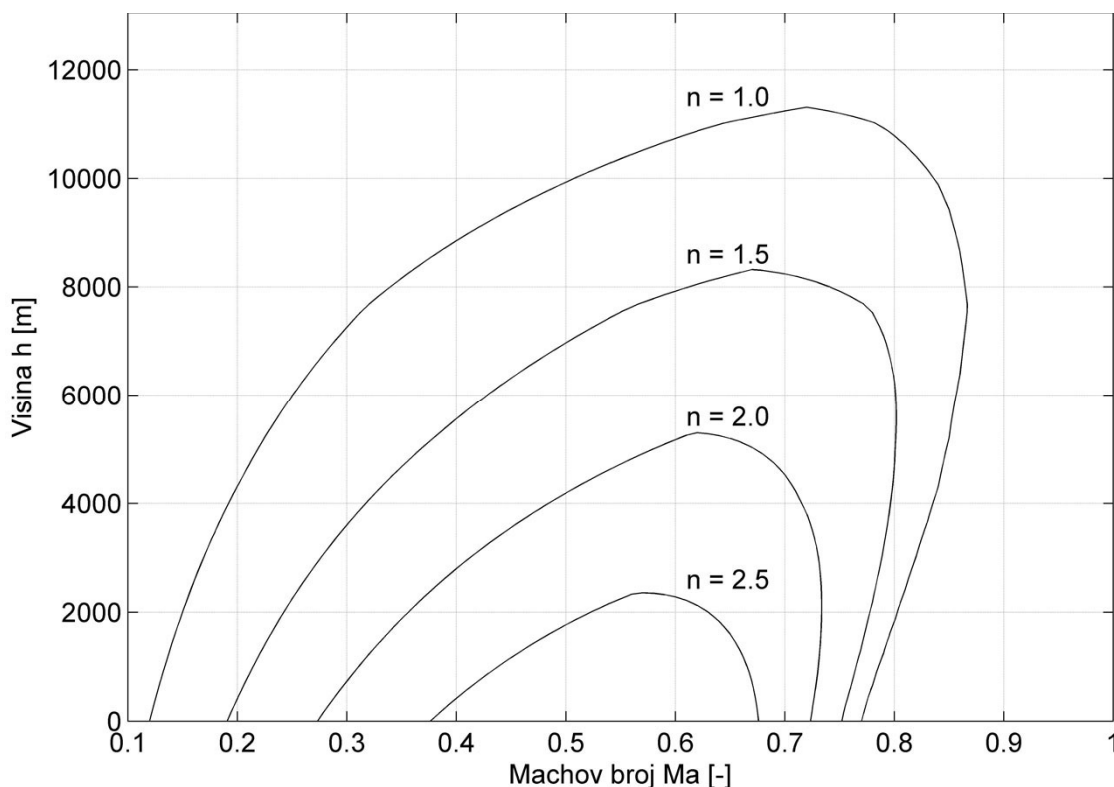
U zadnjem poglavlju je potrebno nacrtati krivulje konstantnog opterećenja  $n$  za slučaj kada je višak specifične snage  $P_s$  jednak nuli, prema [4], jedn. 10.2 :

$$P_s = \frac{V \cdot F - V \cdot D}{W} = 0 \quad (7-01)$$

Vidimo da imamo slučaj sličan onome u prethodnom poglavlju, kada smo razmatrali višak raspoložive spram potrebnoj pogonskoj sili. Stoga ćemo za motor opet koristiti  $N_I = 100\%$ . Iz gornje jednačbe za opterećenje  $n$  dobivamo prema [4], jedn. 10.7 :

$$n = \sqrt{\left( \frac{V \cdot F}{W} - \frac{\rho \cdot V^3 \cdot S}{2 \cdot W} \cdot C_{D0} \right) \cdot \frac{\rho \cdot V \cdot S}{2 \cdot K \cdot W}} \quad (7-02)$$

Koeficijente  $C_{D0}$  i  $K$  dobivamo prema modelu aerodinamike za čistu konfiguraciju, kao i u prethodnom poglavlju. Iz izraza (7-02) vidimo da je opterećenje  $n$  također funkcija Machovog broja i visine. Ove krivulje su prikazane na slici Sl. 8 za  $1 \leq n \leq 2,5$ . Za horizontalni let mora biti ispunjen uvjet da je  $n = 1$ , stoga je ta krivulja od posebnog značaja, a uz  $H = \text{konst.}$  dobivamo raspon brzina leta unutar kojih zrakoplov može letjeti na toj visini (ovojnice). Let pri  $n \geq 1$  predstavlja let u zaokretu prema gore, s tim da struktura putničkog zrakoplova mora izdržati i let do najmanje  $n = 2,5$  (prema FAR 25.337).



Sl. 8. Krivulje konstatnog normalnog opterećenja za  $P_s = 0$  pri  $N_I = 100\%$



## Zaključak

Dostupnost deklariranih performansi je jedan od većih problema s kojim smo se susretali i kojeg bi trebalo riješiti za neka buduća razmatranja. Tako smo za proračun duljine zalijetanja varirali otklone kormila visine i postavnog kuta horizontalnog repa, dok je zrakoplov A320 upravlján sustavom FBW<sup>1</sup>. Unutar tog sustava računala određuju zapovjedne signale prema upravljačkim površinama, a na osnovi ulaza sa pilotske palice. Dakle, radi se o poluautomatskom sustavu upravljanja i pitanje je da li bi mogli doći do traženih podataka.

Pri proračunu duljine zalijetanja morali smo broj okretaja motora povećati za samo 1 % od nominalnog, da bi dobili rezultate prema deklariranim performansama za zrakoplov A320. Manja odstupanja su bila u slučaju kada smo mijenjali poletnu masu (1,0 m/s do 1,5 m/s). Zanimljiv detalj je da su ovako bliski rezultati dobiveni za model aerodinamike koji ne uzima u obzir otklon pretkrilca, koji za položaj FLAPS F+1 iznosi čak 18 stupnjeva.

S druge strane, za proračun najvećeg kuta i brzine penjanja morali smo broj okretaja motora povećati za 10 %. Za ovakvo značajno odstupanje su moguća dva uzroka. Prvi je model motora koji eventualno daje manji potisak od očekivanog sa povećanjem visine leta. Drugi bi bio koeficijent nultog otpora, jer za ovaj proračun koristimo model aerodinamike za čistu konfiguraciju. Za proračun duljine zalijetanja nam koeficijent otpora nije ovisio o brzini leta (koja je mala po iznosu), dok za proračun najvećeg kuta i brzine penjanja ta ovisnost dolazi do izražaja jer imamo daleko veće brzine i zrakoplov stalno ubrzava tijekom faze penjanja. Stoga je moguće da koeficijent otpora odstupa pri velikom Machovom broju.

Što se tiče energetskih krivulja, ovojnice za stvarni A320 nisu bile na raspolaganju, stoga ne možemo usporediti dobivene rezultate.

U daljnjoj analizi bi bilo zanimljivo uvesti treću i četvrtu fazu polijetanja te slijetanje koje se također sastoji od četiri faze. Osim toga, iz modela razvijenog u zadnjem poglavlju bi mogli prikazati i penjanje uz minimalno utrošeno vrijeme te penjanje uz minimalno utrošeno gorivo.

---

<sup>1</sup> FBW = kratica prema engl. *fly-by-wire* (upravljanje preko žice)

## Popis korištene literature

- [1] Taylor, J. : Jane's All The World Aircraft, Jane's, London, 1997.-98.
- [2] Nepoznat autor : A319/A320/A321 Flight Crew Operating Manual (Volume 2), Airbus Industrie, Toulouse, 2003.
- [3] Terze, Z. :Dinamička simulacija slijetanja putničkog zrakoplova, Projekt TP-01/0120-01, FSB Zagreb, Zavod za zrakoplovstvo, Zagreb, 2002.
- [4] Janković, S. : Mehanika leta zrakoplova, FSB Zagreb, Zagreb, 2001.
- [5] Roskam, J. : Airplane Design ( II. dio), Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, 1989.
- [6] Roskam, J. : Airplane Design ( V. dio), Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, 1989.
- [7] Roskam, J. : Airplane Design ( I. dio), Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, 1989.
- [8] TIM 02 : Osnivanje zrakoplova (Sayya), FSB Zagreb, Zagreb, 2004.
- [9] Janković S. : Procjena aerodinamičkih koeficijenata modela putničkog zrakoplova, Elaborat TP-01/0120-01/A1, FSB Zagreb, Zavod za zrakoplovstvo, Zagreb, 2002.
- [10] Mattingly, J.D. : Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw-Hill, New York, 1996.
- [11] <http://www.physik.uni-wuerzburg.de/~pschirus/aviation/flugzeuge/a320.phtml>  
(30. travnja 2007.)
- [12] [http://www.fsb.hr/aero/images/books/09\\_Poletanje.pdf](http://www.fsb.hr/aero/images/books/09_Poletanje.pdf) (20. lipnja 2007.)
- [13] Aplikacija TIPWB Airbus (*Training Interface for Performance and Weight & Balance*)

## Prilozi

| $H$   | $m$   | $Ma_{BAC}$ | $BAC$ | $N_I$ | $Ma_{BRC}$ | $BRC$ |
|-------|-------|------------|-------|-------|------------|-------|
| [m]   | [kg]  | [-]        | [°]   | [%]   | [-]        | [m/s] |
| 457   | 65000 | 0,334      | 9,12  | 89,93 | 0,455      | 21,20 |
| 610   | 64984 | 0,337      | 8,52  | 90,21 | 0,456      | 20,22 |
| 914   | 64951 | 0,343      | 8,34  | 90,76 | 0,460      | 19,61 |
| 1219  | 64917 | 0,349      | 8,15  | 91,30 | 0,466      | 18,69 |
| 1524  | 64884 | 0,355      | 7,86  | 91,56 | 0,472      | 18,21 |
| 1829  | 64851 | 0,361      | 7,56  | 91,75 | 0,480      | 17,01 |
| 2134  | 64817 | 0,368      | 7,27  | 91,92 | 0,484      | 17,72 |
| 2438  | 64784 | 0,375      | 6,97  | 92,07 | 0,491      | 16,75 |
| 2743  | 64750 | 0,382      | 6,67  | 92,20 | 0,496      | 16,47 |
| 3048  | 64717 | 0,389      | 6,37  | 92,31 | 0,500      | 16,74 |
| 3353  | 64683 | 0,396      | 6,13  | 92,54 | 0,503      | 16,32 |
| 3658  | 64648 | 0,403      | 5,89  | 92,73 | 0,513      | 14,22 |
| 3962  | 64614 | 0,411      | 5,64  | 92,87 | 0,523      | 13,75 |
| 4267  | 64579 | 0,419      | 5,38  | 93,00 | 0,533      | 13,26 |
| 4572  | 64544 | 0,427      | 5,10  | 93,11 | 0,540      | 13,51 |
| 4877  | 64509 | 0,435      | 4,82  | 93,20 | 0,547      | 12,96 |
| 5182  | 64473 | 0,443      | 4,55  | 93,27 | 0,555      | 12,41 |
| 5486  | 64436 | 0,452      | 4,28  | 93,32 | 0,562      | 11,84 |
| 5791  | 64398 | 0,461      | 4,01  | 93,35 | 0,568      | 11,75 |
| 6096  | 64360 | 0,470      | 3,75  | 93,35 | 0,576      | 10,66 |
| 6401  | 64320 | 0,481      | 3,40  | 93,46 | 0,585      | 10,15 |
| 6706  | 64279 | 0,493      | 3,15  | 93,53 | 0,594      | 9,64  |
| 7010  | 64236 | 0,505      | 2,92  | 93,55 | 0,609      | 8,22  |
| 7315  | 64193 | 0,518      | 2,70  | 93,56 | 0,618      | 8,73  |
| 7620  | 64148 | 0,530      | 2,48  | 93,57 | 0,629      | 7,81  |
| 7925  | 64101 | 0,543      | 2,28  | 93,60 | 0,665      | 4,98  |
| 8230  | 64053 | 0,557      | 2,07  | 93,61 | 0,674      | 7,08  |
| 8534  | 64002 | 0,571      | 1,87  | 93,60 | 0,686      | 6,29  |
| 8839  | 63948 | 0,585      | 1,67  | 93,58 | 0,717      | 4,25  |
| 9144  | 63891 | 0,600      | 1,48  | 93,54 | 0,728      | 5,43  |
| 9449  | 63830 | 0,615      | 1,31  | 93,52 | 0,737      | 5,26  |
| 9754  | 63763 | 0,630      | 1,14  | 93,47 | 0,750      | 4,38  |
| 10058 | 63691 | 0,646      | 0,99  | 93,40 | 0,752      | 5,01  |
| 10363 | 63611 | 0,662      | 0,84  | 93,32 | 0,754      | 4,36  |
| 10668 | 63521 | 0,678      | 0,70  | 93,21 | 0,756      | 3,69  |
| 10973 | 63416 | 0,695      | 0,56  | 93,10 | 0,758      | 3,00  |

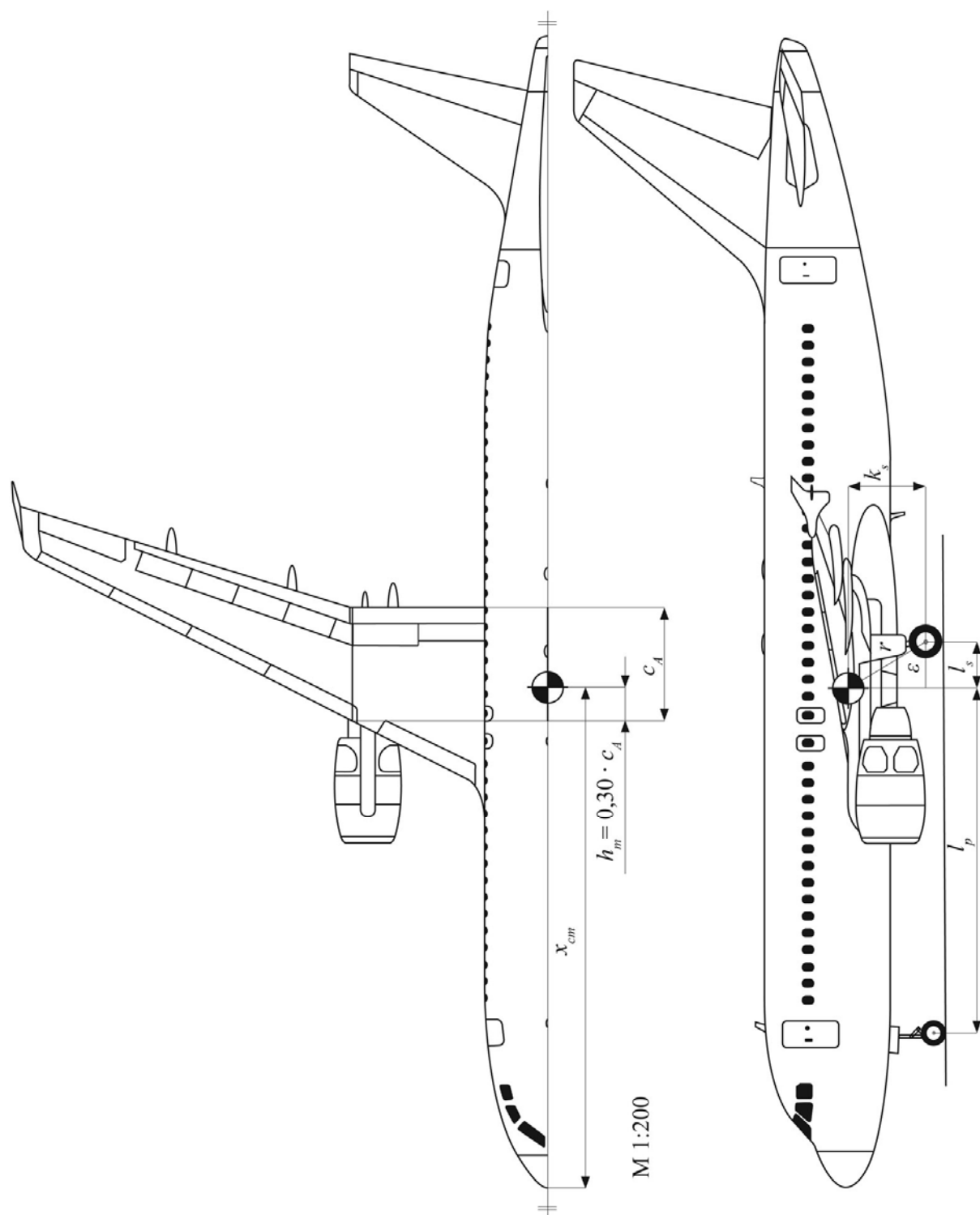
T 6. Deklarirane performanse za najveći kut penjanja i najveću brzinu penjanja

| $H$   | $m$   | $Ma_{BAC}$ | $BAC$ | $Ma_{BRC}$ | $BRC$ |
|-------|-------|------------|-------|------------|-------|
| [m]   | [kg]  | [-]        | [°]   | [-]        | [m/s] |
| 457   | 64960 | 0,300      | 7,95  | 0,519      | 19,20 |
| 610   | 64949 | 0,310      | 7,79  | 0,523      | 18,99 |
| 914   | 64928 | 0,310      | 7,49  | 0,532      | 18,56 |
| 1219  | 64905 | 0,320      | 7,19  | 0,541      | 18,13 |
| 1524  | 64881 | 0,330      | 6,91  | 0,547      | 17,69 |
| 1829  | 64856 | 0,340      | 6,62  | 0,552      | 17,26 |
| 2134  | 64829 | 0,350      | 6,35  | 0,558      | 16,82 |
| 2438  | 64801 | 0,360      | 6,08  | 0,564      | 16,38 |
| 2743  | 64772 | 0,370      | 5,81  | 0,570      | 15,94 |
| 3048  | 64741 | 0,380      | 5,55  | 0,575      | 15,53 |
| 3353  | 64709 | 0,400      | 5,30  | 0,581      | 15,12 |
| 3658  | 64676 | 0,410      | 5,05  | 0,586      | 14,70 |
| 3962  | 64641 | 0,420      | 4,81  | 0,591      | 14,27 |
| 4267  | 64605 | 0,440      | 4,58  | 0,597      | 13,84 |
| 4572  | 64568 | 0,450      | 4,35  | 0,602      | 13,40 |
| 4877  | 64530 | 0,470      | 4,13  | 0,609      | 12,96 |
| 5182  | 64490 | 0,480      | 3,92  | 0,615      | 12,51 |
| 5486  | 64449 | 0,500      | 3,71  | 0,619      | 12,06 |
| 5791  | 64406 | 0,520      | 3,51  | 0,624      | 11,61 |
| 6096  | 64363 | 0,540      | 3,32  | 0,631      | 11,16 |
| 6401  | 64318 | 0,560      | 3,14  | 0,637      | 10,70 |
| 6706  | 64271 | 0,560      | 2,97  | 0,643      | 10,23 |
| 7010  | 64224 | 0,580      | 2,81  | 0,648      | 9,77  |
| 7315  | 64175 | 0,600      | 2,66  | 0,653      | 9,32  |
| 7620  | 64124 | 0,620      | 2,51  | 0,659      | 8,90  |
| 7925  | 64073 | 0,640      | 2,26  | 0,664      | 8,08  |
| 8230  | 64020 | 0,650      | 2,02  | 0,670      | 7,26  |
| 8534  | 63966 | 0,670      | 1,79  | 0,676      | 6,46  |
| 8839  | 63910 | 0,680      | 1,57  | 0,682      | 5,69  |
| 9144  | 63854 | 0,680      | 1,36  | 0,689      | 4,92  |
| 9449  | 63796 | 0,690      | 1,16  | 0,694      | 4,21  |
| 9754  | 63736 | 0,690      | 0,95  | 0,701      | 3,49  |
| 10058 | 63676 | 0,700      | 0,77  | 0,708      | 2,81  |
| 10363 | 63614 | 0,710      | 0,59  | 0,714      | 2,15  |
| 10668 | 63550 | 0,710      | 0,42  | 0,723      | 1,49  |
| 10973 | 63486 | 0,720      | 0,26  | 0,728      | 0,90  |

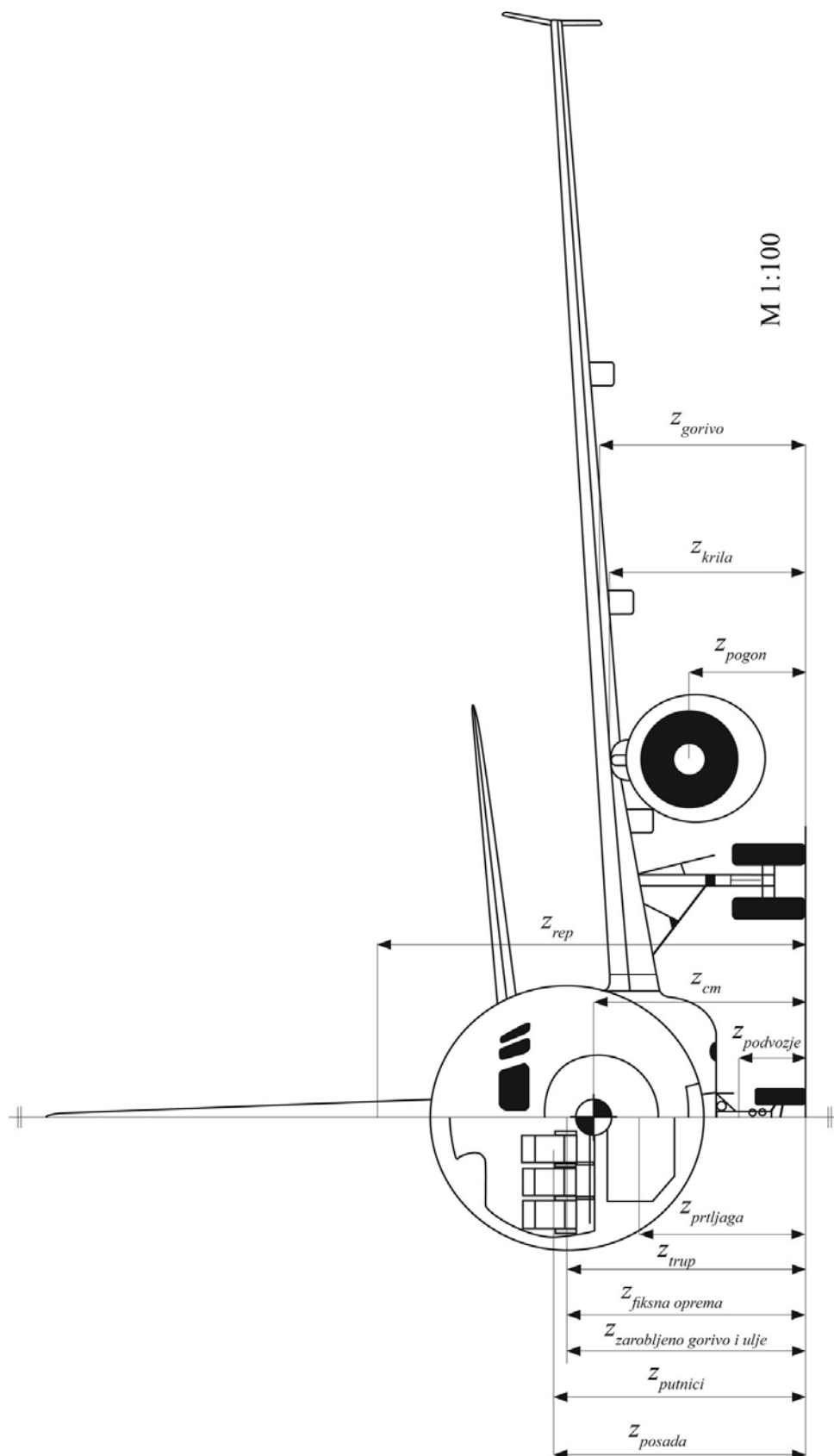
T 7. Dobiveni rezultati za najveći kut penjanja i najveću brzinu penjanja

| $Ma$ | $N_{lc} = \frac{N_l}{\sqrt{\theta}}$ | $F_c = \frac{F}{\delta_0}$ | $Ma$ | $N_{lc} = \frac{N_l}{\sqrt{\theta}}$ | $F_c = \frac{F}{\delta_0}$ | $Ma$ | $N_{lc} = \frac{N_l}{\sqrt{\theta}}$ | $F_c = \frac{F}{\delta_0}$ |
|------|--------------------------------------|----------------------------|------|--------------------------------------|----------------------------|------|--------------------------------------|----------------------------|
| [-]  | [%]                                  | [kN]                       | [-]  | [%]                                  | [kN]                       | [-]  | [%]                                  | [kN]                       |
| 0    | 110,0                                | 220,7                      | 0,5  | 112,8                                | 181,0                      | 0,78 | 115,0                                | 204,6                      |
|      | 105,0                                | 192,0                      |      | 110,0                                | 165,8                      |      | 110,0                                | 176,6                      |
|      | 100,0                                | 167,7                      |      | 105,0                                | 139,0                      |      | 105,0                                | 145,8                      |
|      | 95,0                                 | 145,5                      |      | 100,0                                | 116,6                      |      | 100,0                                | 119,0                      |
|      | 90,0                                 | 127,0                      |      | 95,0                                 | 96,7                       |      | 95,0                                 | 94,2                       |
|      | 80,0                                 | 94,2                       |      | 90,0                                 | 81,0                       |      | 90,0                                 | 76,5                       |
|      |                                      |                            |      | 80,0                                 | 54,7                       |      | 80,0                                 | 47,1                       |
| 0,2  | 110,0                                | 186,3                      | 0,6  | 114,1                                | 188,6                      | 0,8  | 115,0                                | 206,7                      |
|      | 105,0                                | 159,6                      |      | 110,0                                | 166,6                      |      | 110,0                                | 178,2                      |
|      | 100,0                                | 138,0                      |      | 105,0                                | 138,5                      |      | 105,0                                | 147,4                      |
|      | 95,0                                 | 117,2                      |      | 100,0                                | 114,0                      |      | 100,0                                | 120,0                      |
|      | 90,0                                 | 100,7                      |      | 95,0                                 | 93,8                       |      | 95,0                                 | 94,5                       |
|      | 80,0                                 | 71,9                       |      | 90,0                                 | 78,1                       |      | 90,0                                 | 76,7                       |
|      |                                      |                            |      | 80,0                                 | 51,1                       |      | 80,0                                 | 46,8                       |
| 0,3  | 110,6                                | 178,9                      | 0,7  | 115,0                                | 197,5                      | 0,82 | 115,0                                | 209,1                      |
|      | 110,0                                | 175,6                      |      | 110,0                                | 170,6                      |      | 110,0                                | 180,3                      |
|      | 105,0                                | 149,0                      |      | 105,0                                | 141,6                      |      | 105,0                                | 149,1                      |
|      | 100,0                                | 128,0                      |      | 100,0                                | 115,8                      |      | 100,0                                | 121,4                      |
|      | 95,0                                 | 108,2                      |      | 95,0                                 | 92,8                       |      | 95,0                                 | 95,3                       |
|      | 90,0                                 | 92,1                       |      | 90,0                                 | 76,4                       |      | 90,0                                 | 76,9                       |
|      | 80,0                                 | 64,6                       |      | 80,0                                 | 48,4                       |      | 80,0                                 | 46,6                       |
| 0,4  | 111,8                                | 178,4                      | 0,76 | 115,0                                | 202,7                      | 0,84 | 115,0                                | 211,7                      |
|      | 110,0                                | 168,6                      |      | 110,0                                | 174,8                      |      | 110,0                                | 182,5                      |
|      | 105,0                                | 142,5                      |      | 105,0                                | 144,7                      |      | 105,0                                | 151,0                      |
|      | 100,0                                | 121,1                      |      | 100,0                                | 118,0                      |      | 100,0                                | 122,9                      |
|      | 95,0                                 | 101,6                      |      | 95,0                                 | 94,0                       |      | 95,0                                 | 96,3                       |
|      | 90,0                                 | 85,7                       |      | 90,0                                 | 76,4                       |      | 90,0                                 | 77,2                       |
|      | 80,0                                 | 59,1                       |      | 80,0                                 | 47,3                       |      | 80,0                                 | 46,6                       |

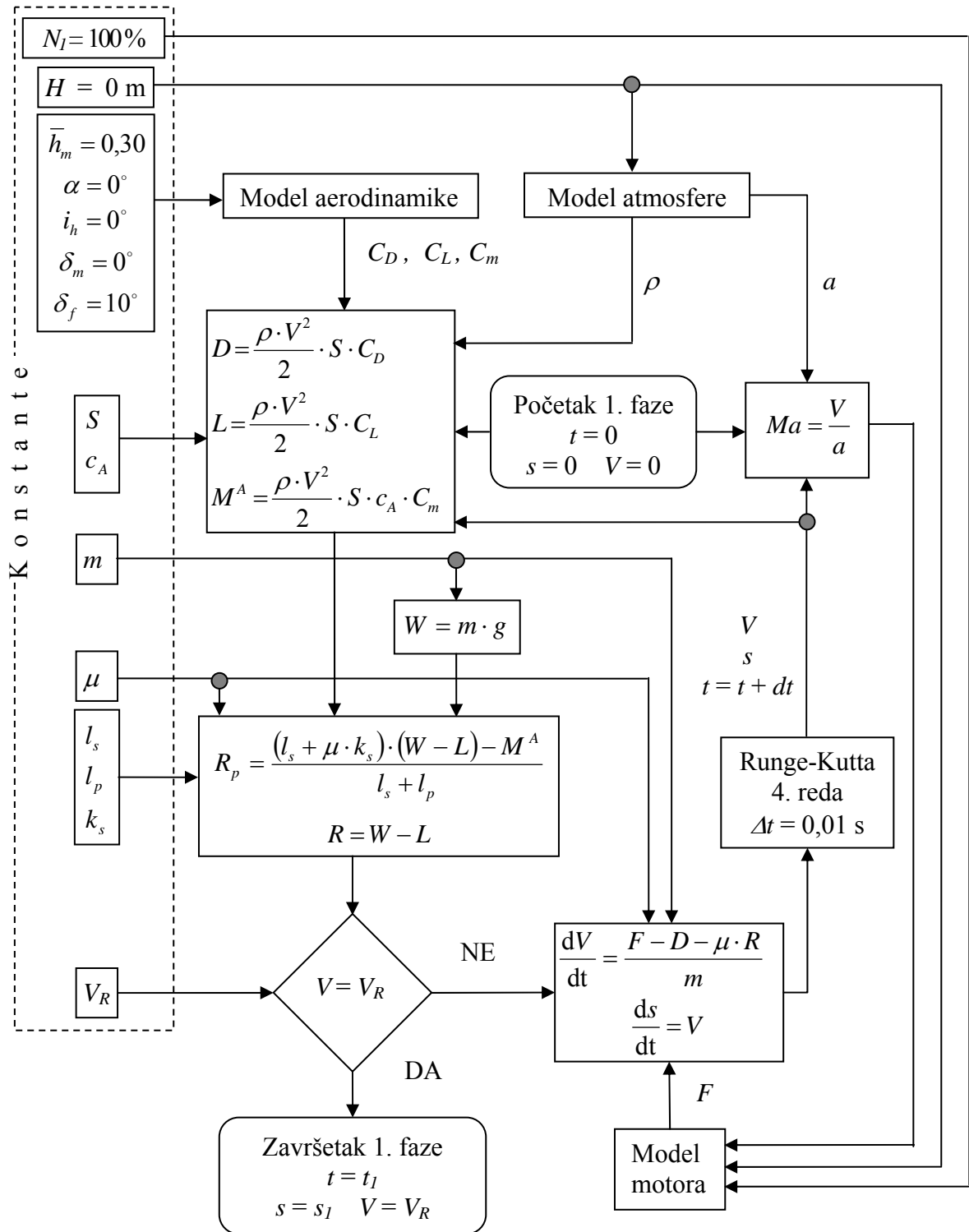
T 8. Korigirana sila za CF6-50C u funkciji Machovog broja i korigiranog broja okretaja



Sl. 9. Određivanje  $x$  koordinate središta mase na A320 (M 1:200)

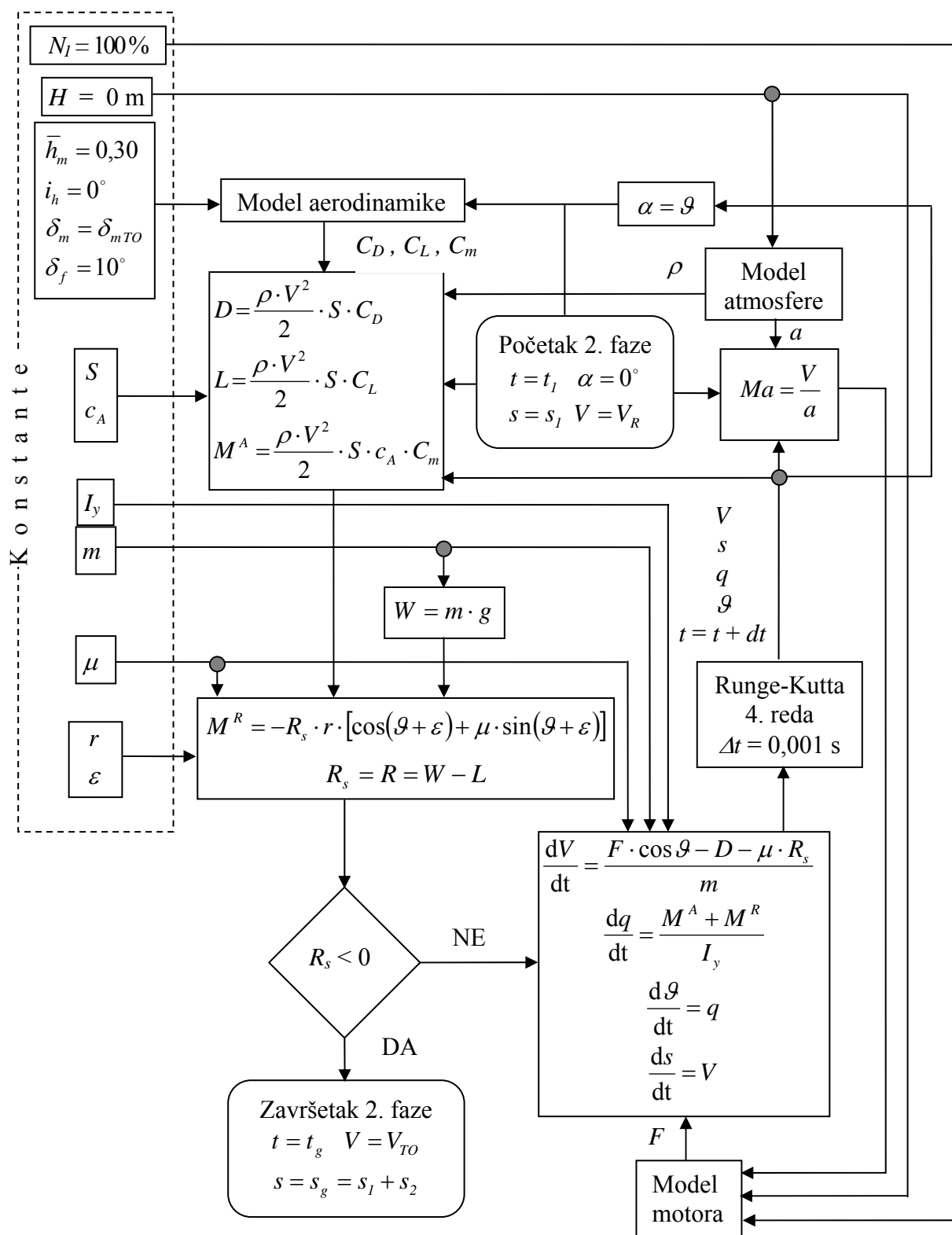


Sl. 10. Određivanje  $z$  koordinate središta mase na A320 (M 1:100)



Sl. 11. Model gibanja za čisto zalijetanje (1. faza)





Sl. 12. Model gibanja za propinjanje zrakoplova (2. faza)